



CÉLULA
ENSINO A DISTÂNCIA

INSTRUMENTOS



AeroTD



CNPJ	72.443.914/0001-38
Mantenedora	Aero TD Escola de Aviação Civil Ltda - ME
Nome Fantasia	Aero TD Faculdade de Tecnologia
Esfera Administrativa	Privada
Endereço (Rua, N°.) Cidade UF CEP	Rua Marechal Guilherme nº 127. Bairro: Centro - Florianópolis SC. CEP: 88015-000
Telefone	(48) 32235191
Eixo Tecnológico:	Infraestrutura
Curso:	Profissionalizante em Manutenção de Aeronaves - Habilitação Célula
Carga Horária Total:	1240 horas

Sumário

Módulo I	5 a 33
Módulo II	36 a 72
Módulo III	74 a 109



Fonte: mundoaeroespacial.blogspot.com

MÓDULO I

INSTRUMENTOS (parte I)

INTRODUÇÃO

Caro aluno,

Neste primeiro módulo abordaremos temas como caixa de instrumentos, painéis, reparos dos instrumentos das aeronaves, indicadores de pressão e sistema pilot estático.

Você está convidado a iniciar conosco esta caminhada.

Vamos lá!

A operação segura, econômica e digna de confiança das modernas aeronaves depende, principalmente, do uso dos instrumentos.

Os primeiros instrumentos de aeronaves foram os indicadores de pressão de combustível e de óleo, para informar sobre problemas do motor, de modo que a aeronave pudesse pousar antes que o motor falhasse.

Quando foram desenvolvidas as aeronaves que voam sobre grandes distâncias, as condições do tempo tornaram-se um problema. Instrumentos foram desenvolvidos para auxiliar o voo através das péssimas condições de tempo.

A instrumentação é basicamente a ciência da medição. Velocidade, distância, altitude, atitude, direção, temperatura, pressão e rotações por minuto (R.P.M) são medidas, e essa medição é apresentada em instrumentos na cabine.

Existem dois tipos de grupos de instrumentos de aeronaves. Um está de acordo com o trabalho que ele executa, estando dentro desse grupo a classe dos instrumentos de voo, instrumentos do motor e os de navegação. O outro tipo é baseado no princípio do seu funcionamento. Alguns operam com relação às mudanças de temperatura ou pressão de ar e outros pela pressão de fluidos. Outros são ativados por magnetismo e eletricidade, e ainda existem os que dependem da ação giroscópica.

Os instrumentos que auxiliam no controle da atitude da aeronave em voo são conhecidos como instrumentos de voo.

Como esses instrumentos devem fornecer informações instantaneamente, eles estão localizados no painel principal de instrumentos, ao alcance de uma rápida referência visual para o piloto.

Os instrumentos básicos de voo em uma aeronave são o velocímetro, o altímetro e a bússola magnética. Além desses, algumas aeronaves podem ter indicadores de curvas, de subida e descida e horizonte artificial.

Os instrumentos de voo são operados pelas pressões atmosféricas, de impacto, diferencial e estática, ou por um giroscópio.

Os instrumentos dos motores têm por finalidade medir a quantidade e pressão dos líquidos (óleo e combustível) e dos gases (pressão de admissão), rotação do motor (R.P.M.) e temperatura.

Os instrumentos do motor normalmente incluem um tacômetro, medidores das pressões do óleo e do combustível, medidor da temperatura do óleo, e indicador da

quantidade de combustível. Além desses, algumas aeronaves que são equipadas com motores convencionais, possuem ainda indicadores de: pressão de admissão, temperatura da cabeça do cilindro e temperatura do ar do carburador.

As aeronaves equipadas com motores a turbina terão indicadores da temperatura da turbina, ou do tubo de escapamento, e poderão ter também indicadores da razão de pressão dos gases do escapamento.

Os instrumentos de navegação fornecem informações que possibilitam ao piloto comandar a aeronave em cursos acuradamente definidos. Esse grupo de instrumentos inclui um relógio, bússolas (bússola magnética e indicador giroscópico de direção), rádios e outros instrumentos para apresentar informações de navegação ao piloto.

1.1 CAIXAS DE INSTRUMENTO

Um instrumento típico pode ser comparado a um relógio, que possui um mecanismo, um mostrador ou face, ponteiros ou mãos, e uma cobertura de vidro.

O mecanismo do instrumento está protegido por uma caixa formada por uma ou duas peças. Vários materiais, tais como liga de alumínio, liga de magnésio, ferro, aço, ou plástico, são usados na fabricação das caixas de instrumentos.

Baquelite é o plástico mais utilizado. As caixas, para os instrumentos operados eletricamente, são feitas de ferro ou aço. Esses materiais permitem um caminho para o campo de força magnético perdido que, de outra maneira, iria interferir com os equipamentos de rádio e eletrônicos.

Alguns mecanismos de instrumentos estão embalados em caixas vedadas ao ar, enquanto outras caixas possuem um orifício de ventilação. Esse orifício permite que a pressão de ar interna sofra as variações causadas com a mudança de altitude da aeronave.

1.2 MOSTRADORES

A numeração, as marcações do mostrador e os ponteiros dos instrumentos são frequentemente cobertos com uma pintura brilhante.

Alguns instrumentos utilizam nessa pintura, o “sulphide calcium”, que é uma substância que

brilha horas após a exposição na luz. Outros instrumentos têm uma camada fosforescente, que brilha somente quando estimulada por uma pequena lâmpada ultravioleta instalada na cabine. Alguns instrumentos são marcados com uma combinação de sais, óxido de zinco e “shellac” radioativo.

No manuseio desses instrumentos, cuidados devem ser tomados para evitar o envenenamento com o “radium”. Os efeitos do “radium” são cumulativos e podem aparecer após uma exposição por longo período, e contínua quantidades de radiação.

O envenenamento normalmente resulta do toque na boca ou no nariz, após o manuseio com os mostradores dos instrumentos ou com a tinta radioativa.

Após esse manuseio, as mãos deverão ser mantidas afastadas da boca e do nariz, e lavadas, com água quente e sabão, tão cedo quanto possível.

1.3 MARCAÇÕES DE LIMITES

As marcações de limites dos instrumentos indicam quando um sistema em particular, ou componente, está operando em uma desejada e segura gama de operação, ou em condições inseguras.

Os instrumentos devem ser marcados e graduados, de acordo com as especificações adequadas ao tipo de aeronave, contidas no Manual de voo ou no Manual de manutenção.

A marcação dos instrumentos normalmente consiste de decalques coloridos ou pinturas aplicadas na borda externa do vidro do instrumento, ou sobre a graduação na face do mostrador.

As cores geralmente usadas como marcação de limites são o vermelho, o amarelo, o verde, o azul ou o branco. As marcações são usualmente na forma de um arco ou de uma linha radial.

Uma linha vermelha radial pode ser usada para indicar alcances máximos e mínimos.

Operações além dessas marcas limites são perigosas e devem ser evitadas. O arco azul indica limites onde a operação é permitida sob certas condições. O arco verde indica alcance normal de operação durante operações contínuas. A cor amarela é usada para indicar cautela.

Uma marca de referência branca é pintada entre o vidro do mostrador e a caixa do instrumento, em todos os instrumentos onde os limites de operação são pintados no vidro do mostrador.

Esta marca indicará se houve algum movimento do vidro em relação ao instrumento, permitindo, desta forma, que qualquer indicação errônea seja prontamente descoberta. O movimento do vidro que contém as indicações causará erro de leitura em relação ao mostrador do instrumento.

1.4 PAINÉIS DOS INSTRUMENTOS

Com algumas exceções, os instrumentos são montados no painel na cabine de pilotagem, de forma que os mostradores são totalmente visíveis ao piloto ou copiloto.

Os painéis de instrumentos são comumente construídos com uma chapa de alumínio resistente o suficiente para evitar flexão. Os painéis são não magnéticos, e pintados com uma tinta fosca para evitar brilho ou reflexos. Em aviões equipados com poucos instrumentos, somente um painel será necessário.

Em alguns aviões painéis adicionais são requeridos. Em tais casos, o painel de instrumento frontal é usualmente conhecido como o painel “Principal” de instrumentos, para diferenciá-lo dos painéis adicionais construídos na parte superior ou de lado no compartimento de voo.

Em alguns aviões o painel de instrumentos é também conhecido como o “painel do piloto ou copiloto”, porque muitos dos instrumentos dos pilotos do lado esquerdo do painel são duplicados do lado direito.

O método de montar instrumentos no seu painel respectivo depende do desenho do estojo do instrumento.

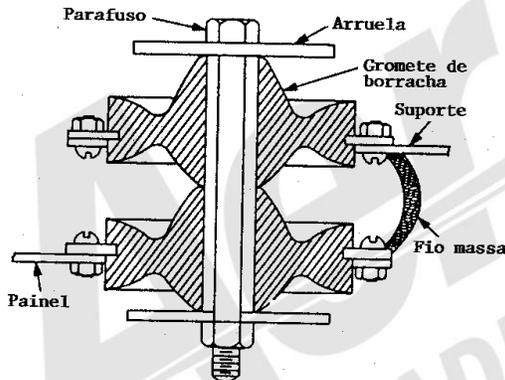
Alguns instrumentos têm um formato que permite sua montagem por trás do painel.

Porcas colocadas nos cantos dos instrumentos permitem a sua fixação com parafusos. Geralmente a parte frontal desses instrumentos não tem bordas, esses instrumentos podem também ser montados pela parte frontal do painel e afixados com parafusos e porcas.

A montagem de instrumentos que não têm bordas na parte frontal é um processo mais simples. O estojo sem borda é montado pela frente do painel. Uma braçadeira de tipo especial, no formato e no tamanho do estojo do instrumento, é atada na face traseira do painel. Parafusos atuadores são conectados à braçadeira e são acessíveis através do painel. O parafuso pode ser movido para afrouxar a braçadeira, permitindo que o

instrumento deslize livremente através dela. Após o instrumento ter sido posicionado, o parafuso é apertado para que a braçadeira aperte o estojo do instrumento.

Os painéis de instrumentos geralmente são montados em coxins para absorver impactos de baixa frequência e alta amplitude. Esses amortecedores geralmente são usados em jogos de dois, cada um em apoios separados. Os dois amortecedores absorvem a maioria da vibração vertical e horizontal, mas permitem que os instrumentos operem em condição de vibração menor. Uma vista seccionada de um típico amortecedor de vibração é mostrado na figura 12-1.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-1 Seção de um amortecedor de painel de instrumento.

O tipo e o número de coxins usados nos painéis de instrumentos são determinados pelo peso da unidade.

O peso da unidade completa é dividido pelo número de pontos de fixação. Por exemplo, um painel de instrumento pesando 16 libras que é afixado em 4 pontos vai exigir 08 coxins amortecedores, cada um capaz de suportar 4 libras. Quando o painel for montado, o peso deverá flexionar os amortecedores aproximadamente $1/8''$. Os amortecedores dos painéis de instrumentos deverão estar livres para mover-se em todas as direções e ter espaço suficiente para evitar contato com a estrutura que suporta o painel. Quando um painel não tem espaço suficiente, os amortecedores devem ser inspecionados quanto a rachaduras ou deterioração.

1.5 REPARO DOS INSTRUMENTOS DAS AERONAVES

O reparo de instrumentos de aeronaves é altamente especializado, requerendo ferramentas e equipamentos especiais.

Os técnicos de instrumento devem ter treinamento especializado ou, ainda, extensiva prática numa oficina de reparos.

Por esses motivos, o reparo dos instrumentos deve ser executado por uma oficina devidamente certificada para reparo de instrumento. Entretanto, os mecânicos são responsáveis pela instalação, conexão, remoção, prestação de serviços e checagem funcional dos instrumentos.

1.6 INDICADORES DE PRESSÃO (MANÔMETROS)

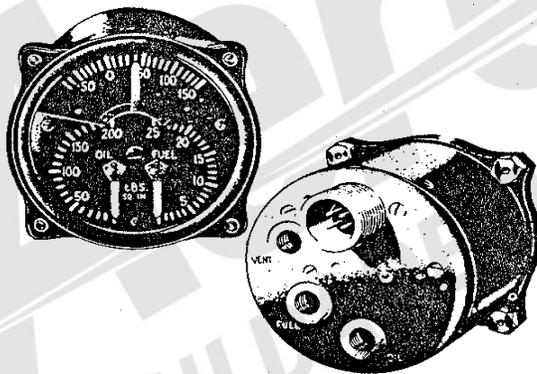
Indicadores de pressão ou manômetros são usados para indicar a pressão na qual o óleo do motor está sendo forçado através dos rolamentos, nas passagens de óleo e nas partes móveis do motor, e a pressão na qual o combustível é entregue ao carburador ou controle de combustível.

Esses instrumentos são usados também para medir a pressão no ar dos sistemas de degelo e giroscópicos, medem também as misturas ar/combustível na linha de admissão, e a pressão de líquidos e de gases em diversos outros sistemas.

Instrumentos dos Motores

Os instrumentos dos motores são geralmente três instrumentos agrupados numa peça única.

Um instrumento típico de motor contém indicações de pressão de óleo, indicações de pressão de gasolina e temperatura do óleo, conforme mostra a figura 12-2.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-2 Unidade de indicação dos motores.

Dois tipos de instrumentos de indicar temperatura do óleo são disponíveis para uso no painel de instrumentos do motor. Um tipo consiste de uma resistência elétrica.

A indicação de temperatura de óleo trabalha com uma corrente elétrica fornecida pelo sistema C.C. da aeronave.

O outro tipo, um termômetro capilar de óleo, é um termômetro do tipo a vapor consistindo de um bulbo conectado por um tubo capilar a um tubo “Bourdon”. Um ponteiro conectado ao tubo Bourdon, através de um mecanismo multiplicador, indica no mostrador a temperatura do óleo.

O tubo Bourdon num instrumento de aeronave é uma peça feita de um tubo de metal oval ou achatado, como vemos no corte transversal da figura 12-3.

Essa peça é oca, presa firmemente no estojo do instrumento de um lado, e do outro lado é livre de movimentos, e seus movimentos são transmitidos para um mostrador através de conexões móveis.

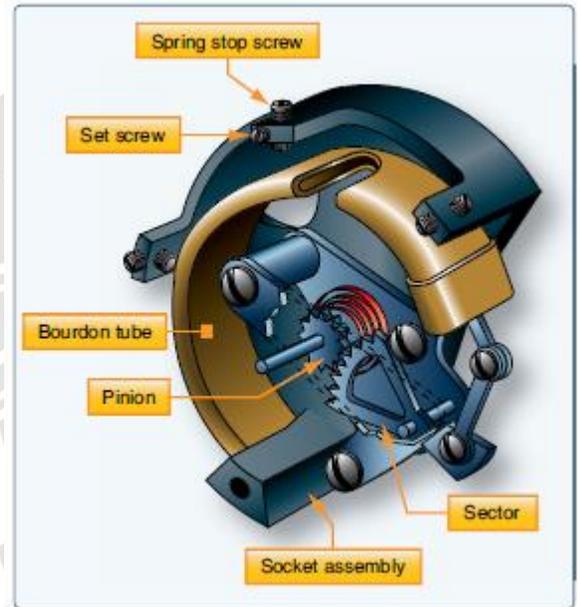
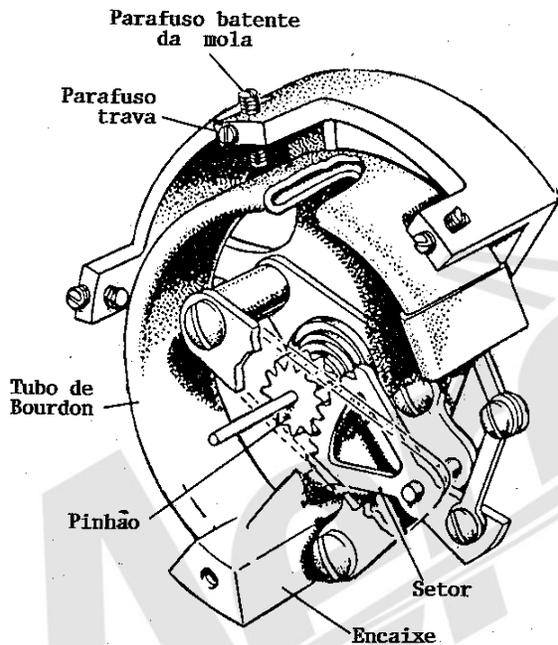
O sistema de óleo do motor está ligado ao interior do tubo Bourdon. A pressão do óleo existente no sistema, atuando no interior do tubo causa uma deformação pela expansão da peça, devido a força da pressão.

Quando não há pressão, se a peça por ser flexível, retorna à sua posição original.

Esse movimento de expansão ou retração é transmitido para o mostrador na parte da frente do instrumento, medindo a pressão do fluido.

Indicadores de Pressão Hidráulica

Os mecanismos usados no recolhimento ou abaixamento do trem de pouso, ou os flapes, na maioria dos aviões são operados por um sistema hidráulico.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-3 Indicador de pressão tipo tubo de Bourdon.

Um indicador para medir a pressão diferencial no sistema hidráulico indica como este sistema está funcionando. Os indicadores de pressão hidráulica são projetados para indicar, ou a pressão do sistema completo, ou a pressão de uma unidade em particular no sistema.

Um mostrador típico de pressão hidráulica é mostrado na figura 12-4.

O estojo desse instrumento contém um tubo Bourdon e um mecanismo de coroa e pinhão, através do qual os movimentos de deformação do tubo Bourdon são amplificados e transferidos para o ponteiro.

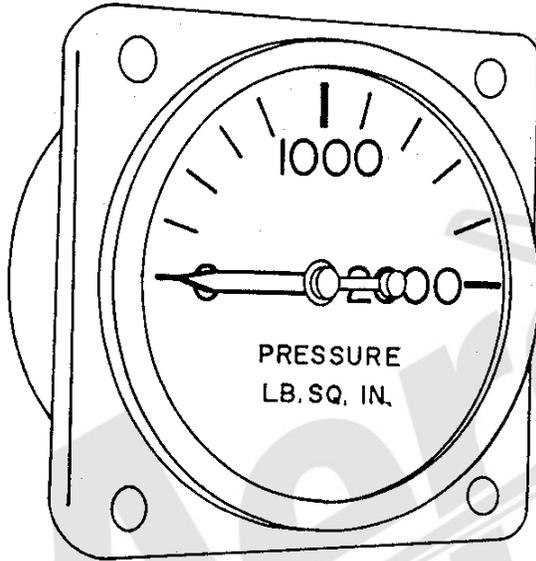
A posição do ponteiro no mostrador calibrado indica a pressão hidráulica em libras por polegada ao quadrado.

As bombas que geram pressão para as unidades hidráulicas dos aviões são movidas, ou pelo próprio motor do avião, ou por motor elétrico, ou por ambos.

Alguns sistemas usam um acumulador de pressão para manter uma reserva de fluido hidráulico sob pressão em qualquer tempo. Em tais casos, o indicador de pressão registra permanentemente a pressão no acumulador.

Em outros sistemas hidráulicos a pressão de operação é gerada somente quando

necessária, e o registro de pressão no instrumento somente aparecerá durante essas condições.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-4 Indicador de pressão hidráulica.

Indicadores de Pressão do Sistema de Degelo

Alguns aviões são equipados com câmaras de borracha nas superfícies frontais das asas e estabilizadores. Essas câmaras inflam e esvaziam com ar fornecido por um sistema de pressão próprio. A finalidade é provocar a quebra de gelo acumulado nessas superfícies.

Essas câmaras de ar serão chamadas, daqui para frente de “BOOTS”.

Os Boots de expansão de borracha, que degelam os bordos de ataque das asas e estabilizadores em alguns aviões, são operados por um sistema de ar comprimido.

Há um instrumento que mede a pressão do sistema, medindo a diferença entre a pressão atmosférica e a pressão no interior do sistema de degelo, indicando se há suficiente pressão para operar os boots degeladores. O instrumento também fornece ao sistema um método de medida ao se ajustar a válvula de alívio e o regulador do sistema degelo.

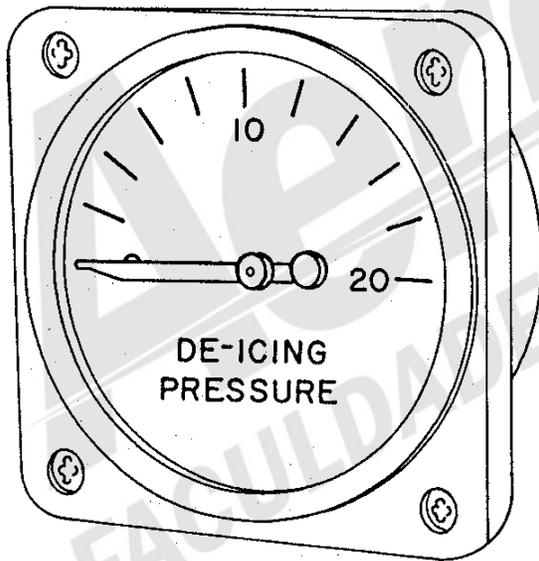
Um indicador típico de pressão é mostrado na figura 12-5.

O estojo tem um respiro na parte inferior para manter pressão atmosférica no interior do instrumento, bem como prover um dreno para qualquer umidade que possa acumular-se no interior do instrumento.

O mecanismo do instrumento de medir a pressão de degelo consiste de um tubo Bourdon, e uma engrenagem com um pinhão, para amplificar o movimento do tubo e transferi-lo para o ponteiro.

A pressão do sistema de degelo entra no tubo Bourdon através de uma conexão na parte posterior do instrumento.

Um instrumento de pressão é tipicamente calibrado de 0 PSI até o máximo de 20 PSI, com a escala marcada em graduações de 2 PSI, conforme indica a figura 12-5.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-5 Indicação da pressão do degelador.

Quando instalado e conectado num sistema de pressão de degelo do avião, o indicador do instrumento permanece em 0, a não ser que o sistema degelo esteja operando.

O ponteiro do instrumento flutuará de 0 PSI até, aproximadamente, 08 PSI sob condições normais, porque os boots degeladores são intermitentemente inflados e esvaziados.

Esta flutuação é normal e não deverá ser confundida com oscilação.

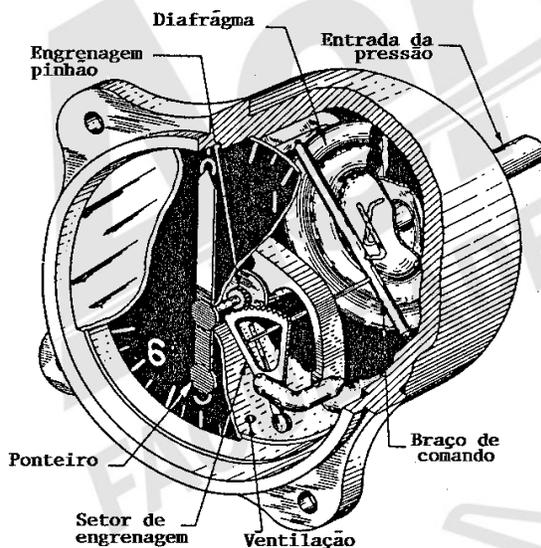
Indicadores de Medir Pressão Tipo Diafragma

Este tipo de instrumento usa um diafragma para medir pressão. A pressão ou sucção a ser medida é admitida ao interior do diafragma sensível a pressão, através de um furo na parte traseira do estojo do instrumento.

Uma pressão oposta, geralmente a pressão atmosférica, é aditivada através de um respiro na caixa do instrumento (figura 12-6). Como as paredes do diafragma são muito finas, o aumento de pressão causará uma expansão no diafragma, e uma diminuição de pressão causará uma contração no diafragma.

Qualquer movimento do diafragma é transmitido ao ponteiro por meio de um eixo, engrenagem e pinhão que são conectadas à parte da frente.

Esse instrumento mede também a pressão diferencial, porque indica a diferença entre a pressão estática admitida pelo respiro do instrumento, e a pressão dinâmica ou fluxo dentro do diafragma.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-6 Indicador de pressão tipo diafragma.

Indicadores de Sucção

Indicadores de sucção são usados nos aviões para indicar a quantidade de sucção que aciona os instrumentos giroscópicos movidos por ar.

Os rotores dos instrumentos giroscópicos são mantidos em movimento por correntes de ar dirigidas contra as palhetas do rotor. Essas correntes de ar são produzidas pelo bombeamento de ar para fora das caixas do instrumento por uma bomba de vácuo. A pressão atmosférica, então, força o ar para o interior dos estojos dos instrumentos através de filtros, e é este ar que

é dirigido contra as palhetas do rotor para movê-los e girá-los.

O indicador de sucção indica se o sistema de vácuo está trabalhando adequadamente. O indicador de sucção tem um respiro para a atmosfera ou para a linha do filtro de ar, e contém um diafragma sensível à pressão e mais o mecanismo usual multiplicador que amplifica o movimento do diafragma e transfere esse movimento ao ponteiro.

A leitura do instrumento de sucção indica a diferença entre a pressão atmosférica e a pressão negativa no sistema de vácuo.

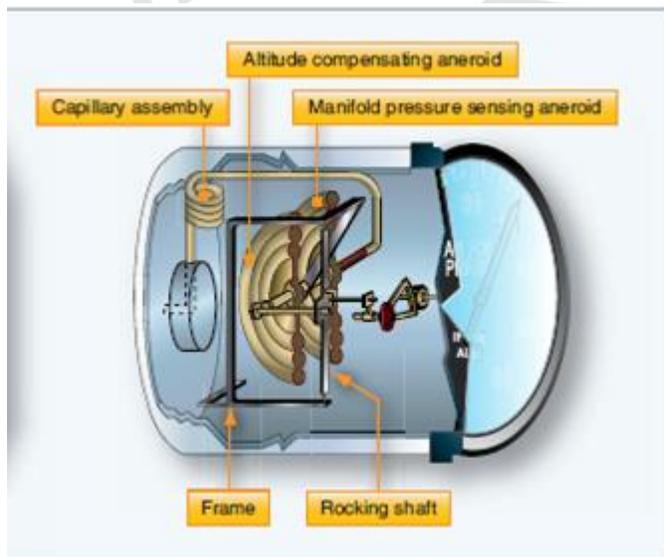
Indicadores da Pressão de Admissão

O instrumento de medir a pressão de admissão é muito importante numa aeronave equipada com motor a pistão. O instrumento é projetado para pressão absoluta. Esta pressão é a soma da pressão do ar e a pressão adicional criada por um compressor.

O mostrador do instrumento é calibrado em polegadas de mercúrio (HG).

Quando o motor não está funcionando, o indicador de pressão de admissão registra a pressão atmosférica estática.

Quando o motor está funcionando, a leitura obtida no indicador de pressão de admissão depende da rotação do motor



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-7 Indicação da pressão de admissão.

A pressão indicada é a pressão imediatamente antes da entrada nos cilindros do motor.

O esquema de um tipo de instrumento de medir pressão de admissão é mostrado na figura 12-7.

O invólucro externo do instrumento protege e contém o mecanismo. Uma abertura atrás do estojo conecta-o com o coletor de admissão no motor.

O instrumento contém um diafragma aneroide, e uma conexão que transmite o movimento do diafragma ao ponteiro. Esse sistema de conexão está completamente isolado da câmara de pressão e, portanto, não está exposto aos vapores corrosivos dos gases da linha de admissão.

A pressão existente no coletor de admissão ingressa na câmara selada através de uma conexão, que é um tubo capilar de extensão curta, na traseira do instrumento.

Esse tubo capilar age como uma válvula de segurança para prevenir danos ao instrumento por possível retrocesso do motor. O aumento repentino de pressão causado por um retrocesso é consideravelmente reduzido pela capilaridade do tubo que tem um diâmetro reduzido.

Quando se instala um indicador de pressão de admissão, um cuidado especial é tomado para assegurar que o ponteiro está na posição vertical quando registrar 30" de HG.

Quando o motor não está funcionando, a leitura do instrumento deverá ser a mesma que a pressão atmosférica local. Isso poderá ser verificado através de um barômetro que esteja em condições de operação normal. Na maioria dos casos, o altímetro do avião pode ser usado porque é um instrumento de medir pressão atmosférica.

Com o avião no solo, os ponteiros do altímetro devem ser posicionados em zero e o painel de instrumento deve ser vibrado algumas vezes com as mãos, para remover qualquer possibilidade de ponteiros travados.

A escala do barômetro no indicador do altímetro mostra a pressão atmosférica quando os ponteiros do altímetro estão em zero. O indicador de pressão da admissão deve ter a mesma leitura de pressão. Se isto não ocorre, o instrumento deve ser substituído por outro que esteja operando adequadamente.

Se o ponteiro falha em responder inteiramente, o mecanismo está com toda probabilidade de defeito. O instrumento deve ser removido e substituído.

Se o ponteiro responde, mas indica incorretamente, pode haver umidade no sistema, obstrução nas linhas, um vazamento no sistema ou um mecanismo defeituoso.

Quando há dúvida sob qual desses itens é a causa do mau funcionamento, o motor deve ser operado em regime mínimo, e uma válvula dreno (comumente localizada perto do instrumento)

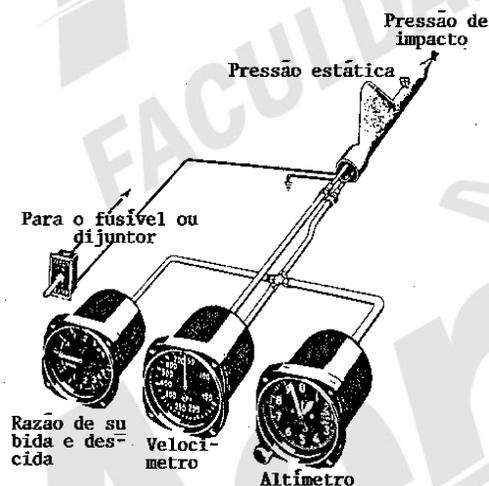
aberta por poucos minutos. Isto, usualmente, limpa o sistema da umidade.

Para limpar uma obstrução, as linhas podem ser desligadas e assopradas com ar comprimido. O mecanismo do instrumento pode ser verificado quanto a vazamentos, desconectando-se a linha final do motor e aplicando pressão de ar até que o instrumento indique 50" de mercúrio, então a linha deve ser rapidamente fechada.

Se o ponteiro do instrumento retorna a indicar a pressão atmosférica, é porque existe um vazamento. Se um vazamento está evidente, mas não pode ser localizado, o instrumento deve ser substituído.

1.7 SISTEMA PITOT ESTÁTICO

Três dos mais importantes instrumentos de voo estão conectados a um sistema Pitot estático. Esses instrumentos são: o indicador de velocidade aerodinâmica, o altímetro e o indicador de razão de subida (Climb). A figura 12-8 mostra esses 3 instrumentos conectados ao tubo de pitot.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-8 Sistema pitot-estático

O Sistema de Pitot ou Tubo de Pitot, como é chamado, consiste de 2 seções como mostrado na figura 12-9.

A seção da frente do tubo de Pitot está aberta por um furo que recebe a força total de

pressão de ar de impacto, no final desta seção existe uma peça que protege o Tubo de Pitot da umidade e da sujeira, que poderá ser soprada para dentro do tubo. A umidade pode ser drenada através de um pequeno furo na base da seção frontal.

A pressão produzida pelo ar de impacto, dentro do Tubo de Pitot, é conduzida através de um tubo para uma câmara dentro do instrumento indicador de velocidade aerodinâmica.

O Tubo de Pitot tem o formato de uma barbatana de tubarão.

A seção traseira do Tubo de Pitot está equipada por pequenos orifícios nas superfícies superiores e inferiores.

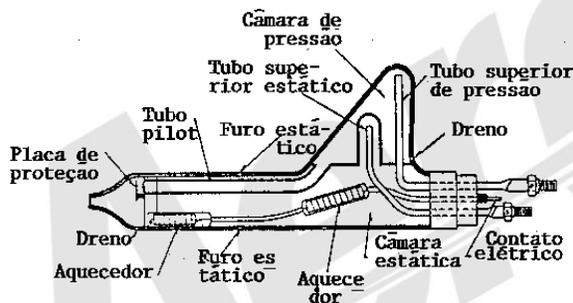
Esses orifícios são projetados e localizados de forma que esta parte do sistema provocará medidas da pressão atmosférica numa condição estática ou estável.

A seção estática contém um tubo que é conectado ao velocímetro, ao altímetro e ao indicador de razão de subida (Climb).

Muitos tubos de Pitot são providos com elementos aquecedores, para prevenir a formação de gelo durante o voo em temperaturas muito baixas (figura 12-9).

Durante condições de formação de gelo, elementos de aquecimento elétrico podem ser ligados por meio de uma chave na cabine.

Este circuito elétrico para o elemento de aquecimento poderá ser conectado através da chave de ignição do motor (no caso da chave de aquecimento do Pitot ser deixada por esquecimento na posição “ligado”, não haverá danos à bateria quando o motor não estiver operando).



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-9 Cabeça do tubo de pitot.

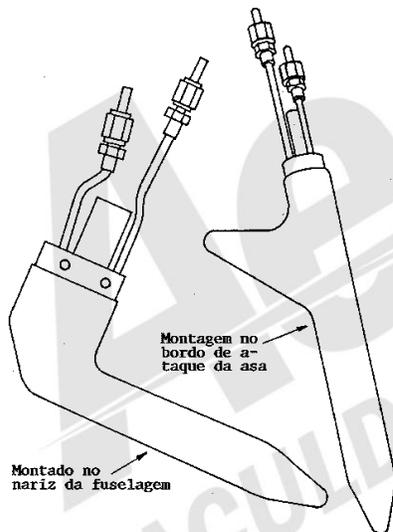
O Tubo de Pitot é montado no lado de fora do avião, em um local onde o fluxo de ar é menos sujeito a turbulência. Ele está apontando para frente, numa direção paralela à linha de voo do avião.

O tipo geral de Tubo de Pitot é projetado para montagem, geralmente abaixo do nariz da fuselagem do avião.

Um outro tipo é projetado para instalação abaixo do bordo de ataque das asas. Ambos os tipos são mostrados na figura 12-10.

Embora haja uma pequena diferença em sua construção, eles operam de forma idêntica.

A maioria dos Tubos de Pitot são fabricados com uma conexão em ambas as linhas, desde o tubo perto do ponto em que o tubo está atado ao avião ou mastro.



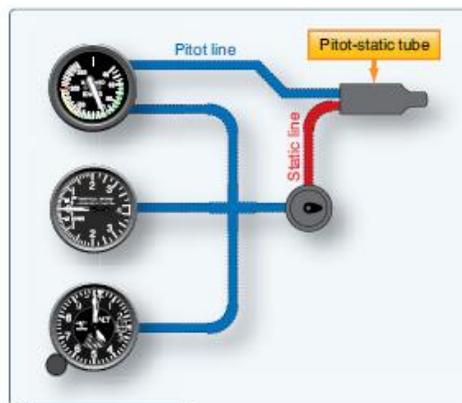
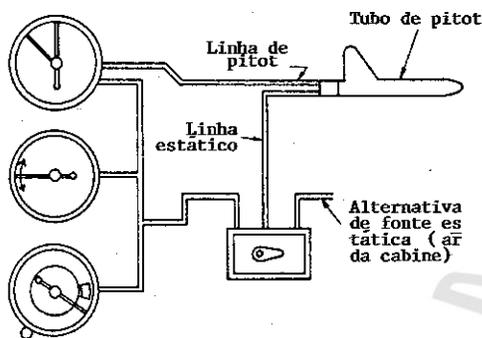
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-10 Cabeça do tubo pitot.

Estas conexões simplificam a remoção e substituição e são, usualmente, atingidas através de uma janela de inspeção na asa ou fuselagem.

Quando um Tubo de Pitot tiver que ser removido, estas conexões deverão ser desconectadas antes que qualquer parafuso de montagem ou porca de trava seja removido.

Em muitos aviões equipados com um Tubo Pitot, uma fonte alternada de pressão estática está disponível para uso em emergência. Um diagrama esquemático de um sistema típico é mostrado na figura 12-11. Conforme mostrado neste diagrama, a fonte alternada de pressão estática deve ser ventilada para o interior do avião.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

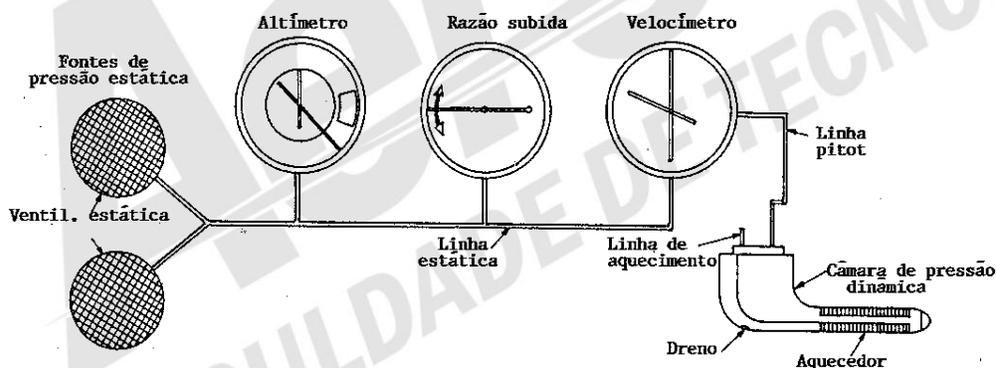
Figura 12-11 Sistema pitot-estático com fonte de pressão estática.

Outro tipo de sistema de Pitot é projetado com a localização das fontes para o Pitot e pressão estática situados em diferentes posições no avião.

Este tipo de sistema está ilustrado na figura 12-12.

A pressão de impacto é obtida no Tubo de Pitot que está montado paralelo ao eixo longitudinal do avião e, geralmente, em linha com o vento relativo. O bordo de ataque da asa ou a seção do nariz ou estabilizador vertical são as posições mais comuns de montagem dos Pitots, porque nestes pontos, usualmente ocorre uma mínima turbulência de ar provocada pelo movimento do avião.

A pressão estática neste tipo de sistema de Pitot é obtida através de uma linha de pressão estática, que está ligada a um orifício ou vários orifícios localizados na fuselagem ou seção do nariz. Em aeronaves equipadas com sistema de pressão estática poderá haver dois suspiros, um em cada lado do avião

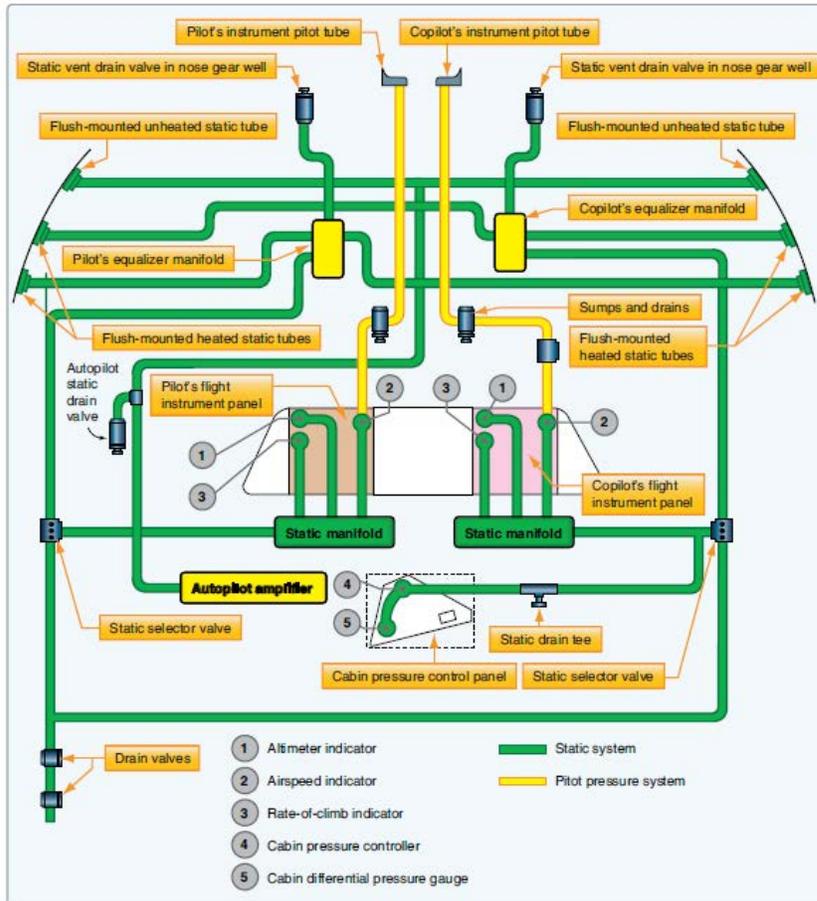


Fonte: LAC – Instituto de

Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-12 Sistema pitot-estático com fontes de pressão separadas.

Este procedimento compensará alguma possível variação estática causada por mudanças erradas na atitude do avião. Os dois orifícios são comumente conectados por uma junção do tipo “Y”. Neste tipo de sistema, a obstrução da abertura do Pitot por gelo ou sujeira (ou esquecimento de remover a cobertura do Tubo de Pitot) afetará somente a indicação da velocidade aerodinâmica.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

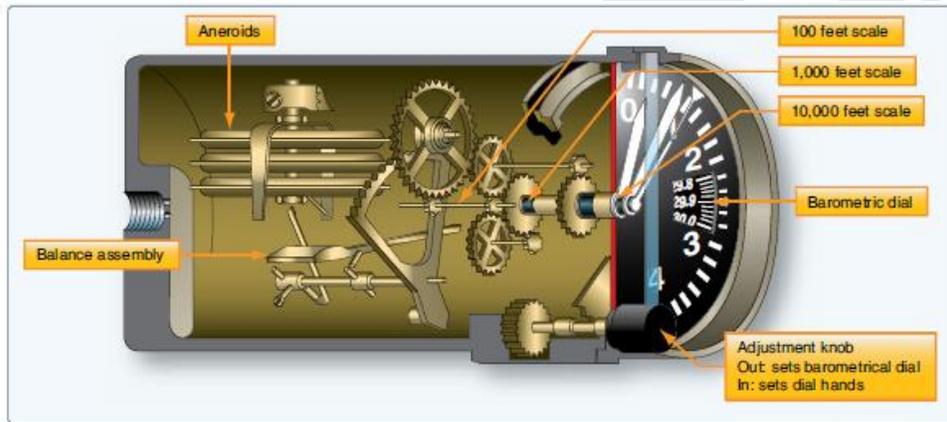
Figura 12-13 Esquema de um pitot-estático usado em avião multimotor pressurizado.

Um sistema de Pitot usado num avião pressurizado multimotor é mostrado na figura 12-13. Três unidades adicionais: controlador de pressão da cabine, instrumento de pressão diferencial da cabine e sistema de piloto automático estão integrados no sistema estático.

Ambos sistemas são usados nas saídas estáticas, aquecidas ou não-aquecidas.

Altímetros

Há muitos tipos de altímetros em uso nas aeronaves hoje, entretanto eles são construídos no mesmo princípio básico de um barômetro aneróide.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-14 Mecanismo de um altímetro.

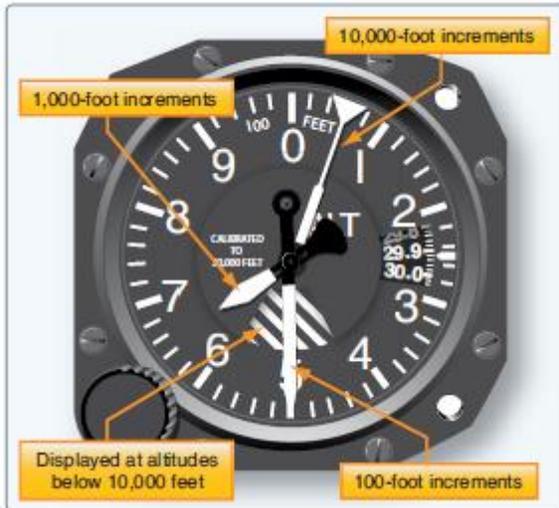
Todos dispõem de elementos sensíveis a mudanças de pressão (aneroídeos), que se expandem ou contraem com a mudança de pressão nos diferentes níveis de voo.

O coração de um altímetro é um mecanismo aneróide (figura 12-14). A expansão ou contração do aneróide com as mudanças de pressão move um sistema de articulação com os ponteiros, que assim indicam a pressão em números de altitude.

Os altímetros são construídos com um material bimetálico, e como o próprio nome indica, este dispositivo é construído de 2 metais e executa a função de compensar o efeito que a temperatura tem nos metais do mecanismo do aneróide.

A indicação de altitude pelos altímetros em uso corrente varia, desde o tipo de múltiplos ponteiros ao único e simples ponteiro, de um tipo digital e tipos mais simples.

O mostrador de um altímetro típico está graduado com numerais de 0 a 09, conforme mostrado na figura 12-15.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-15 Altímetro.

O movimento do elemento aneroide é transmitido através de engrenagens aos 3 ponteiros na face dos instrumentos. Esses ponteiros fazem com que o mostrador calibrado indique a altitude do avião.

O ponteiro mais curto indica a altitude em dezenas de 1.000 pés, o ponteiro intermediário em 1.000 pés, e o ponteiro mais longo em centenas de pés em incrementos de 20 pés.

Uma escala barométrica localizada na face direita do instrumento pode ser calibrada por um botão localizado no lado inferior esquerdo do instrumento.

A escala barométrica indica a pressão barométrica em polegadas de mercúrio.

Como a pressão atmosférica muda continuamente, a escala barométrica deve ser sempre colocada de acordo com a pressão no local onde o altímetro indicará a altitude correta do avião acima do nível do mar.

Quando o botão de ajuste de pressão é girado, a escala barométrica, os ponteiros e o elemento aneroide são movidos para alinhar o mecanismo do instrumento com o novo ajuste do altímetro. Duas marcas de ajuste interior e exterior indicam a pressão barométrica em pés de altitude. Elas operam em conjunto com a escala barométrica e as indicações são lidas no mostrador do altímetro.

A marca exterior indica centenas de pés, a marca interior milhares de pés. Como há um

limite para as graduações que podem ser ajustadas na escala barométrica, as marcas de ajuste são usadas quando a pressão barométrica a ser lida está fora dos limites da escala.

Erros de Altímetros

Os altímetros estão sujeitos a vários erros mecânicos. Um erro muito comum é que a escala não está corretamente orientada para as condições padrão de pressão.

Os altímetros devem ser periodicamente verificados quanto a erros de escala nas câmaras de altitude, onde existem condições padrão.

Outro erro mecânico é um erro produzido por inércia.

Este erro é provocado quando a aeronave está mantendo uma determinada altitude por um período longo, e subitamente faz uma mudança muito grande de altitude.

Um erro ou desvio, provocado no altímetro, é causado pelas propriedades elásticas do material com o qual é construído o instrumento. Este erro será eliminado com pequenas subidas ou descidas, ou após manter-se uma nova altitude por um período de tempo razoável.

Em adição aos erros no mecanismo do altímetro, outro erro, chamado erro de instalação afeta a exatidão das indicações.

O erro é causado pela mudança de alinhamento do respiro de pressão estática com o vento relativo.

A mudança de alinhamento é causada pelas mudanças na velocidade da aeronave, ou seu ângulo de ataque em voo, ou pela localização da saída estática (respiro) em um campo de distúrbio de ar (turbulência).

A instalação não apropriada ou danos ao Tubo de Pitot também resultarão de indicações impróprias de altitude.

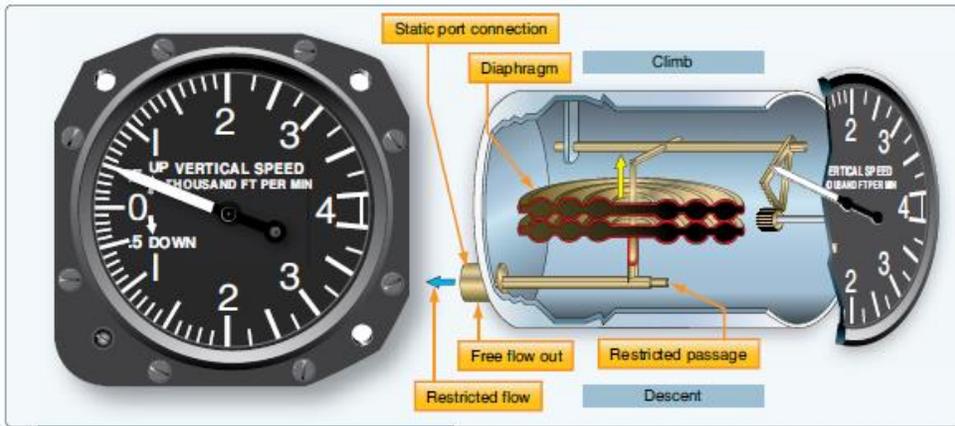
Indicadores de Razão de Subida (Climb)

O indicador de razão de subida ou velocidade vertical é um instrumento que mede a pressão diferencial, e indica a razão na qual o avião está subindo ou descendo (figura 12-16).

O Indicador de razão de subida (Climb) está ligado ao sistema estático, e sente a razão de mudança na pressão estática. A mudança na razão de altitude, como mostrado no instrumento é

positiva numa subida e negativa quando descendo em altitude.

O ponteiro indicador move-se em qualquer direção desde o ponto zero, dependendo se o avião está indo para cima ou para baixo. O ponteiro permanece em zero (posição horizontal) se o avião mantêm-se em voo nivelado.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-16 Típico indicador de razão de subida e descida.

Se o avião está ganhando altitude, o ponteiro move-se para cima de 0 até 6.000 pés por minuto, e se o avião move-se para baixo há uma indicação de 0 até 6.000 pés por minuto.

O estojo do instrumento é selado, com a exceção de um pequeno orifício de conexão à linha estática do sistema Pitot.

Dentro do estojo selado do indicador de subida há um diafragma com uma articulação, conectando a engrenagem ao ponteiro indicador.

Ambos, o diafragma e o estojo, recebem ar em pressão atmosférica da linha estática.

Quando a aeronave está no chão, ou em voo nivelado, as pressões dentro do diafragma e do estojo do instrumento permanecem iguais, e o ponteiro indica 0. Quando a aeronave está subindo, a pressão do diafragma diminui, mas devido ao retardo de medição da passagem restrita dentro do instrumento, a pressão permanece maior e causa uma contração no diafragma. O movimento do diafragma atuará o mecanismo, levando o ponteiro a indicar uma razão de subida.

Quando a aeronave está nivelada, a pressão no estojo do instrumento é a mesma pressão dentro do diafragma. O diafragma retorna a sua posição neutra e o ponteiro retorna a zero. Numa descida as condições de pressão são reversas.

A pressão do diafragma, imediatamente torna-se maior que a pressão dentro do estojo do instrumento. O diafragma se expande e movimenta o mecanismo do ponteiro para indicar a razão de descida.

Quando a aeronave está subindo ou descendo numa razão constante, uma razão definida entre a pressão do diafragma e a pressão do instrumento é mantida através da passagem calibrada restrita, que requer aproximadamente 6 a 9 segundos para equalizar ambas as pressões causando um retardo na leitura devida. Quaisquer mudanças súbitas ou abruptas na atitude da aeronave podem causar indicações errôneas devido à mudança repentina do fluxo de ar sobre os orifícios de estática.

O Indicador Instantâneo de Razão de Subida é um desenvolvimento mais recente, que incorpora bombas de aceleração para eliminar as limitações associadas com o vazamento da calibração. Por exemplo, durante uma subida abrupta, a aceleração vertical faz com que as bombas forneçam um ar extra para o diafragma para estabilizar a pressão diferencial sem um tempo usual de retardo. Durante o nível de voo com razão estável, e descidas estáveis, o instrumento opera da mesma maneira e princípios, como um indicador de subida convencional.

Um sistema de ajuste a zero que pode ser controlado por um parafuso ou um botão permite o ajuste do ponteiro a zero.

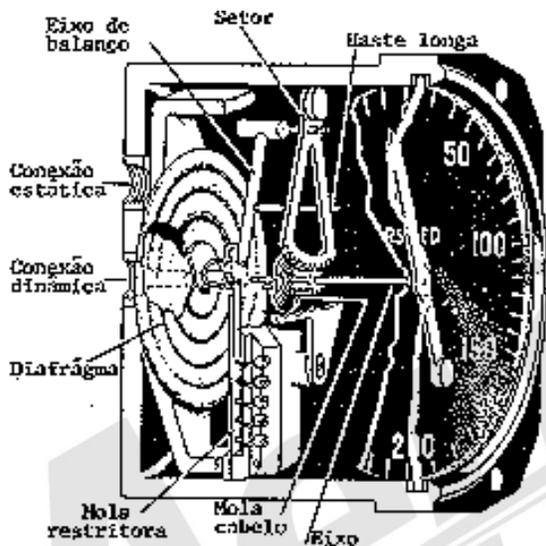
O ponteiro de um indicador de subida deverá indicar zero quando a aeronave estiver no solo, ou mantendo um nível de voo de pressão constante.

Indicador de Velocidade Aerodinâmica

Indicadores de velocidade (velocímetro) são instrumentos de leitura sensíveis a pressão que medem a diferença entre as pressões dinâmica e estática, e apresentam tal diferença em número de velocidade indicada.

Os velocímetros são construídos por diversos fabricantes e variam de acordo com sua construção mecânica, entretanto, a construção básica e o princípio de operação é o mesmo para todos os tipos.

Os velocímetros (figura 12-17) são instrumentos sensíveis que medem a diferença de pressão e indicam imediatamente a diferença entre as pressões do ar de impacto e a pressão estática, que envolve uma aeronave em qualquer momento do voo.



Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-17 Velocímetro.

O Indicador de Velocidade Aerodinâmica (velocímetro) consiste, primariamente, de um diafragma metálico e sensível, cujos movimentos, resultando da diferença entre o ar de impacto e a pressão estática, são multiplicados por meio de engrenagens com molas, pinhões e um eixo para transformar um movimento do diafragma em movimento rotativo para o ponteiro, que indica velocidade do avião em medidas de nó ou milhas por hora.

A maioria dos velocímetros são construídos para indicar as limitações de velocidade com uma simples verificação visual.

Para que a velocidade nunca seja excedida, é indicada por uma linha radial vermelha.

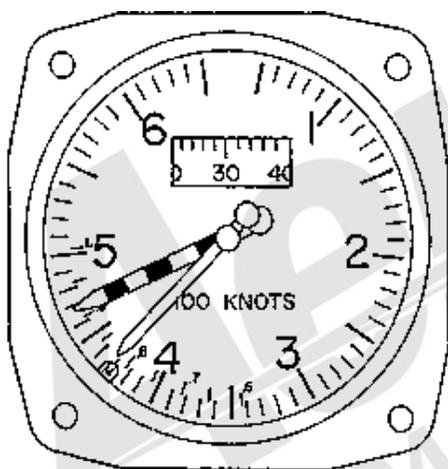
O arco amarelo no instrumento indica um limite onde o voo deverá ser conduzido com cautela, e um arco branco é usado para indicar os limites de velocidade onde a operação do flape é permitida.

Os números do mostrador usado nos diferentes tipos de velocímetro são indicativos do tipo do avião nos quais eles são usados. Por exemplo: um velocímetro com um limite de 0 até 160 nós é comumente usado em muitos aviões leves.

Outros tipos, tais como um indicador que limita a velocidade em 430 nós são usados nos

aviões maiores e mais rápidos.

Outro tipo de velocímetro em uso é aquele que indica a velocidade máxima permitida. O indicador inclui uma agulha de máxima velocidade permitida, que mostra uma diminuição da velocidade máxima, quando há um aumento de altitude. Este ponteiro opera com um diafragma extra no velocímetro que sente as mudanças em altitude, e indica estas mudanças na face do instrumento.

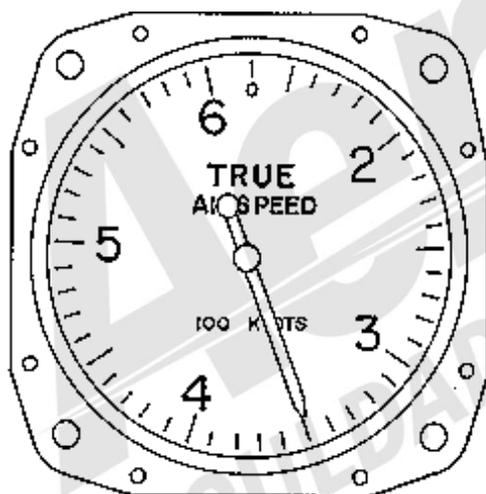


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-18 Indicador de velocidade máxima permitida.

Seu propósito é indicar a velocidade máxima permitida em qualquer altitude.

O tipo de velocímetro conhecido como indicador de velocidade verdadeira é mostrado na figura 12-19.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-19 Indicador de velocidade verdadeira.

Ele utiliza um aneroide, um diafragma de pressão diferencial e um diafragma com bulbo de temperatura que responde respectivamente a mudanças na pressão barométrica, pressão de impacto e temperatura do ar exterior.

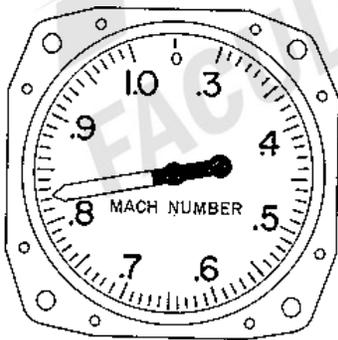
As ações do diafragma são mecanicamente interpretadas para indicar a velocidade verdadeira em nós.

Um velocímetro típico, indicador de velocidade verdadeira, é projetado para indicar a velocidade do ar desde 1.000 pés abaixo do nível do mar até 50.000 pés acima do nível do mar, e em condições de temperatura do ar desde +40 graus até -60 graus centígrados.

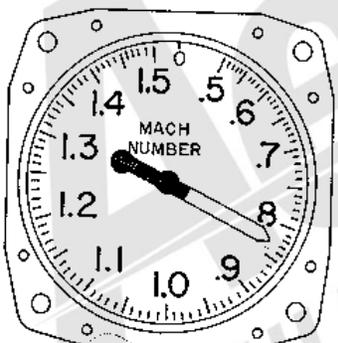
Indicador de Número Mach

Indicadores de número Mach ou maquímetros, indicam a relação da velocidade do avião com a velocidade do som a uma altitude particular, e na temperatura existente a qualquer tempo durante o voo.

A construção de um maquímetro é muito similar àquela de um Velocímetro.



A



B

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-20 Maquímetros.

Um maquímetro comumente contém um diafragma de pressão diferencial, que sente a pressão do tubo pitot, e um diafragma aneroide que sente a pressão estática dentro do instrumento. Por meios mecânicos, as mudanças nas pressões são indicadas no mostrador do instrumento de números Mach.

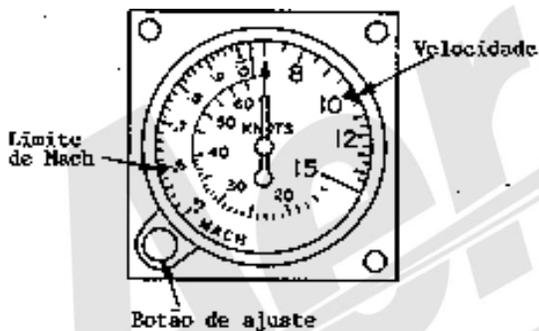
O Maquímetro mostrado na figura 12-20A é projetado para operar entre os limites de 0,3 a 1,0 Mach e em altitudes desde 0 até 50.000 pés. O maquímetro mostrado na figura 12-20B é construído para operar nos limites de 0,5 a 1,5, em altitudes acima de 50.000 pés.

Indicadores Combinados de Velocímetro/Maquímetro

Indicadores combinados de velocímetro/maquímetro são disponíveis para aviões onde o espaço para os instrumentos é limitado e é desejável que se apresente informação num indicador combinado. Estes instrumentos indicam a velocidade, o número Mach e o Mach limite através de leituras do ar de impacto (pressão dinâmica) e pressões estáticas lidos através de aneroides.

Estas unidades combinadas utilizam ponteiros duplos que mostram a velocidade aerodinâmica numa escala fixa e a indicação do número Mach numa escala rotativa. Um botão localizado na parte inferior do instrumento é disponível para mover um indicador até a referência de uma velocidade desejada.

Um Indicador combinado de velocímetro/maquímetro é mostrado na figura 12-21.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ FAA

Figura 12-21 Indicador combinado de velocímetro/maquímetro.

1.8 MANUTENÇÃO DO SISTEMA DE PITOT ESTÁTICO

As instruções específicas para manutenção, de qualquer sistema pitot estático são comumente detalhadas no manual de manutenção do construtor do avião. Entretanto, há algumas inspeções, procedimentos e precauções que devem ser observadas e que se aplicam a todos os sistemas em comum.

Os tubos de pitot e suas conexões no avião devem ser inspecionados quanto a segurança de montagem e evidência de danos. Inspeções deverão ser feitas para assegurar que as conexões elétricas estão firmes.

O orifício de entrada do tubo de pitot, os orifícios drenos e os orifícios estáticos, ou de entradas e saídas de pressões estáticas, devem ser inspecionados para assegurar que não estão obstruídos.

O tamanho dos orifícios de dreno e pressão estática são aerodinamicamente críticos.

Eles nunca devem ser limpos ou desobstruídos com ferramentas que podem causar modificação ou alargamento de seus orifícios.

Os elementos de aquecimento deverão ser verificados quanto a seu funcionamento, para assegurar que o tubo de pitot começa a aquecer sempre que seu botão é ligado.

Se um medidor de ampères ou medidor de corrente está instalado no circuito, uma leitura de corrente deverá ser medida.

As inspeções a serem levadas em efeito nos instrumentos têm uma relação direta com a segurança, os defeitos visuais e o funcionamento adequado.

O ajuste a zero dos ponteiros deve também ser verificado.

Quando se proceder a inspeção do altímetro, a escala de pressão barométrica deve ser ajustada de forma que possa ser lida do campo onde se encontra a aeronave.

Quando ajustada a essa pressão, o instrumento deverá indicar zero dentro de limites de tolerância especificados para o tipo instalado. Se nenhum ajuste for possível dentro de limites pré-determinados, o instrumento deverá ser substituído.

Teste Quanto a Vazamentos no Sistema de Pitot Estático

Os sistemas pitot estático das aeronaves devem ser checados quanto a vazamentos após a instalação de qualquer componente, quando o mau funcionamento do sistema está em períodos especificados pelos regulamentos das autoridades competentes.

O sistema de testar quanto a vazamento e o tipo de equipamento a ser usado, dependem do tipo do avião e seu sistema pitot estático. Em todos os casos, a pressão e a sucção devem ser aplicadas e aliviadas vagarosamente para evitar danos aos instrumentos.

O método de testar consiste basicamente de aplicar pressão e sucção às entradas de pressão e aos respiros estáticos, respectivamente, usando um testador de vazamentos e adaptadores acoplados.

A razão de vazamento deverá estar dentro da tolerância permitida e prescrita para o sistema. Os testes de vazamento também fornecem meios de checar se os instrumentos conectados a um sistema estão funcionando adequadamente, entretanto, um teste de vazamento não é utilizado como teste de calibração.

Após executar um teste de vazamento, o sistema deve ser retornado à configuração normal de voo.

Se for necessário desconectar várias partes de um sistema, é observado se todos os conectores, adaptadores, ou pedaços de fita adesiva foram removidos do sistema.



Referência Bibliográfica

BRASIL. IAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional Matérias Básicas, tradução do AC 65-9A do FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook). Edição Revisada 2002.



Fonte: pt.dreamstime.com

MÓDULO II

INSTRUMENTOS (parte II)

INTRODUÇÃO

Caro aluno,

Neste módulo trataremos de indicadores de inclinação e curva, sistema de indicação remota tipo sincro, sistemas de indicação do ângulo de ataque, sincrocópio, indicadores de temperatura, entre outros...

Vamos lá!

2.1 INDICADORES DE INCLINAÇÃO E CURVA (“TURN AND BANK”)

O indicador de inclinação e curva (Turn and Bank) figura 12-22 também indicado como “pau e bola”, ou curva e derrapagem, indica a execução correta de uma curva coordenada, e indica também a inclinação lateral de um avião em voo.



Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ especialistasdaba12.blogspot.com

Figura 12-22 Dois tipos de indicadores de curvas e inclinação.

O ponteiro de indicação de curva é operado por um giroscópio movido por vácuo, por pressão de ar, ou por eletricidade.

O ponteiro de indicação de curva indica a razão, em números de graus por segundo, na qual o avião está fazendo a curva sobre seu eixo vertical. Ele também fornece informação da quantidade de inclinação. O eixo de inclinação do giroscópio é montado horizontalmente, enquanto o giro roda ao redor do seu eixo.

A precessão giroscópica leva o rotor a inclinar-se quando o avião também se inclina. Devido à direção da rotação, o giroscópio inclina-se sempre na direção oposta da qual o avião está girando, isto previne que o eixo de rotação esteja vertical à superfície da Terra.

A ligação entre a montagem do giroscópio e a agulha do instrumento, chamado “mecanismo reverso”, faz com que a agulha indique a direção certa da curva.

A energia para o giro elétrico deve ser fornecida, ou por uma corrente C.A. ou corrente C.C., do sistema elétrico do avião. O principal valor do giroscópio elétrico dos aviões mais leves é o fator segurança.

Em aviões monomotores equipados com giros a vácuo, e indicadores de direção a vácuo, a agulha do Turn and Bank é comumente operada por um giroscópio elétrico.

No caso de falha no sistema de vácuo e perda dos dois instrumentos, o piloto ainda dispõe de um instrumento de reserva confiável para operação em emergência.

Operado diretamente da corrente da bateria, o Turn and Bank elétrico é confiável enquanto a corrente elétrica estiver disponível, não importando o mau funcionamento de geradores ou sistema de vácuo.

No instrumento elétrico, o giroscópio é um pequeno motor elétrico e pendular.

Ambos os sistemas, movidos a eletricidade e movidos a vácuo, são projetados para utilizar o mesmo princípio giroscópico, para indicar a inclinação do avião em voo.

A energia para o sistema movido por sucção é regulada por uma válvula restritora instalada entre a linha de pressão principal e o instrumento, de forma a produzir uma desejada sucção e velocidade no rotor.

Como a agulha mede a força da precessão, o vácuo excessivamente alto ou baixo poderia resultar em operação da agulha de forma indesejável.

Para uma específica razão de curva, o vácuo baixo produz uma rotação menor do giroscópio e, portanto, menor deflexão da agulha para essa específica condição de curva.

O contrário é verdade para a condição de vácuo muito alto.

Dos dois tipos de agulha indicadoras de curva mostrada na figura 12-22, o indicador de 2 minutos de curva é o mais antigo.

Se o instrumento está calibrado acuradamente, uma deflexão na agulha equivalente a sua largura significa, no indicador de 2 minutos, que o avião está fazendo uma curva à razão de 3 graus por segundo ou curva padrão (2 minutos para uma curva de 360 graus).

No indicador de 4 minutos, uma deflexão da agulha para qualquer lado equivalente a largura da agulha, indica que a aeronave está curvando a 1,5 graus por segundo ou metade da razão da curva padrão (4 minutos para uma curva de 360 graus).

Um indicador de curva de 4 minutos foi desenvolvido especialmente para aviões de alta velocidade.

O indicador de derrapagem (bola) é uma parte do instrumento que consiste num simples inclinômetro que é um tubo de vidro selado contendo querosene dentro do qual oscila uma bola preta de ágata ou uma esfera comum de aço que está livre para mover-se dentro do tubo.

O fluido provoca uma ação amortecedora, assegurando movimentos suaves da bola para ambos os lados. O tubo de vidro é curvado de forma que numa posição horizontal a bola tem a tendência de permanecer sempre no ponto mais baixo. Uma projeção do lado esquerdo do tubo contém uma bolha de ar, para compensar a expansão do fluido durante mudanças na temperatura. Dois pedaços de arame envolvendo o tubo de vidro fixam o tubo à caixa de

instrumento, e, por sua posição, também serve como marca de referência para indicar a posição da bola no tubo quando em repouso.

Durante voo reto e horizontal coordenado, a força da gravidade faz com que a bola permaneça na parte mais baixa do tubo centralizado entre os arames de referência.

Práticas de Manutenção para os Indicadores de Curva

Erros de indicações no indicador de curva aparecem usualmente devido à velocidade excessiva ou insuficiente ou, ainda, ajustamento impreciso da mola de calibração. Não existe nenhum teste operacional prático, ou verificação desse instrumento, que não seja notar visualmente que o ponteiro indicador e a bola estão centralizados.

2.2 SISTEMA DE INDICAÇÃO REMOTA TIPO “SINCRO”

Um sistema Sincro é um sistema elétrico usado para transmitir informação de um ponto para outro.

A maioria dos instrumentos indicativos de posição são projetados sobre um sistema Sincro.

A palavra "Sincro" é uma forma abreviada de Sincronia e refere-se a qualquer dos dispositivos elétricos capazes de medir e indicar uma deflexão angular.

Sistemas Sincro são usados como indicadores remotos de posição para: trem de pouso e sistemas de flape, nos sistemas de piloto automático, nos sistemas de radar e muitas outras aplicações de indicações remotas.

Há diferentes tipos de sistemas Sincro e os 3 sistemas mais comuns são: Autosyn, Celsyn e Magnesyn.

Esses sistemas são similares na sua construção, e todos operam de forma idêntica, eletricamente e nos princípios mecânicos.

Sistemas Selsyn C.C.

Os sistemas Selsyn C.C. fazem parte de um método elétrico, amplamente usado para indicar

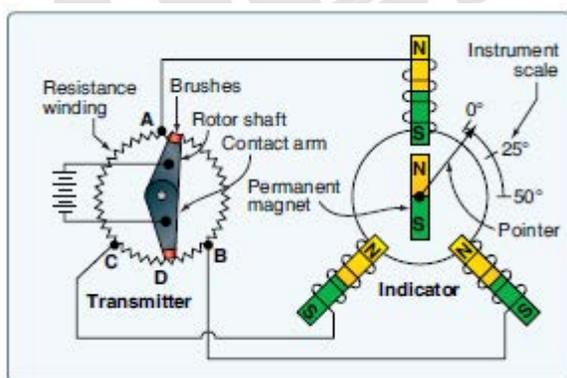
a condição mecânica remota. Especificamente, os sistemas Selsyn C.C. podem ser usados para mostrar o movimento e a posição do trem de pouso retrátil dos flapes da asa, nos flapes do motor (Cowlflaps), nas portas de reaquecimento do óleo ou partes similares móveis do avião.

O sistema Selsyn consiste de um transmissor, um indicador e a cablagem de conexão. A voltagem necessária para operar o sistema Selsyn é fornecida pelo sistema elétrico do avião.

Um sistema Selsyn é mostrado esquematicamente na figura 12-23. O transmissor consiste de uma bobina circular e um braço de contato rotativo.

O braço rotativo de contato gira em um eixo no centro da bobina de resistência. As duas pontas do braço ou escova sempre tocam a bobina em lados opostos.

O eixo no qual o braço de contato está ligado se estende através do final do transmissor, e está ligado a unidades (flapes, trem de pouso, etc.) cuja posição deve ser transmitida.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-23 Diafragma esquemático de um sistema Selsyn de C.C.

O transmissor está usualmente ligado à unidade através de uma conexão mecânica. Assim que se move, ela causa ao eixo do transmissor um movimento. Desta forma, o braço pode girar para que a voltagem seja transmitida em qualquer dos dois pontos onde o braço toca a circunferência da bobina.

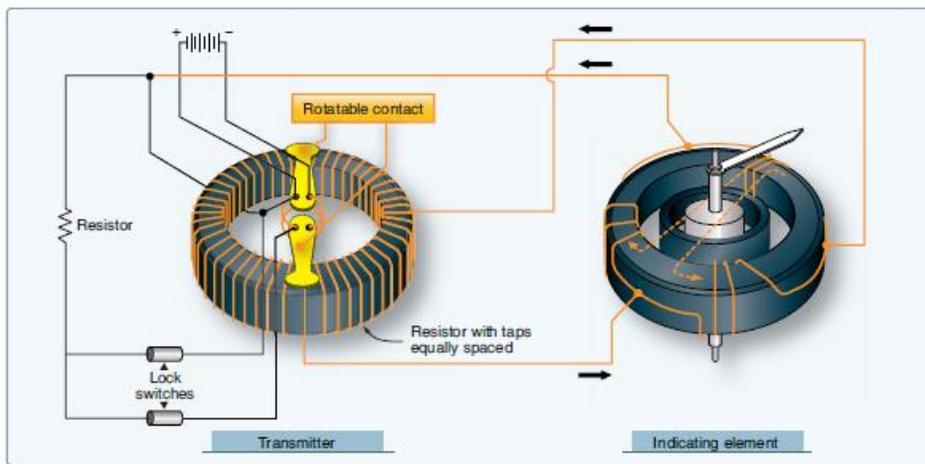
Como a voltagem das espiras do transmissor é variada, a distribuição de corrente nas bobinas do indicador também varia, e a direção do campo magnético resultante, através do indicador, é mudada.

O campo magnético indica uma determinada posição do braço ao transmissor.

Sempre que o campo magnético muda de posição, o motor polarizado gira e alinha-se

com a nova posição do campo. O rotor então indica a posição do braço transmissor.

Quando o sistema Selsyn C.C. é usado para indicar a posição do trem de pouso, um circuito adicional é conectado à bobina transmissora que age como um circuito de trava. O propósito desse circuito é mostrar quando o trem de pouso está recolhido e travado, ou abaixado e travado. Chaves de trava são mostradas, conectadas num sistema de 3 fios na figura 12-24.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-24 Sistema Selsyn de três fios com dupla chave de trava.

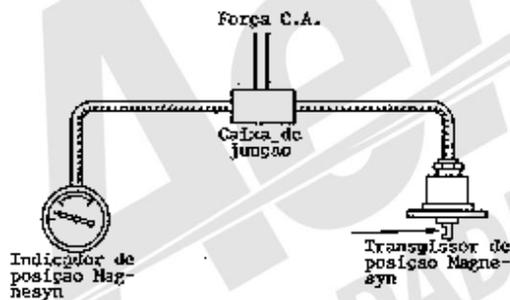
Um resistor está conectado entre uma das pontas do transmissor, e uma chave de trava individual na outra ponta. Quando qualquer chave de trava é fechada, a resistência é adicionada ao circuito transmissor para causar desequilíbrio em uma sessão da bobina transmissora. Esse desequilíbrio causa uma mudança no fluxo da corrente através das espirais da bobina.

O movimento resultante do ponteiro indicador mostra que a chave de trava foi, então, fechada.

A chave de trava está mecanicamente conectada às travas de trem em cima ou embaixo, e quando as travas do trem de pouso travam em cima ou embaixo, fecha o interruptor conectado ao transmissor Selsyn. Este travamento do trem de pouso é repetido no indicador.

Sistema Magnesyn

O Sistema Magnesyn é um sistema elétrico de sincronia própria, usado para transmitir a direção de um campo magnético, de uma bobina para outra. O sistema de posição Magnesyn é essencialmente um método de medir a quantidade de movimento de tais elementos, como: os Flapes da asa e flapes de refrigeração do motor, compensadores, o trem de pouso, ou outras superfícies de controle. As duas unidades principais do sistema são: o transmissor e o indicador (figura 12-25).



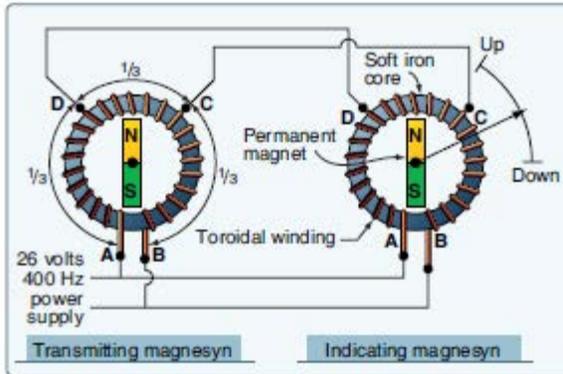
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-25 Sistema Magnesyn de indicação de posição.

No sistema transmissor Magnesyn, um anel de ferro é colocado ao redor de um magneto permanente, de forma que a maioria das linhas de força magnéticas passem através do anel.

Este núcleo circular de material magnético é provido de uma bobina elétrica com uma espiral muito fina. A figura 12-26 mostra o esquema elétrico de um sistema Magnesyn.

O núcleo circular de material magnético e a bobina são os componentes essenciais de um Magnesyn. O rotor consiste de um permanente magneto (ímã).



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-26 Sistema magnesyne.

O movimento da superfície de controle do avião causa um movimento proporcional do eixo transmissor. Este, por sua vez, causa deslocamento rotativo do magneto. As variações de voltagem são sentidas no Magnesyne, dependendo da posição do magneto. A voltagem é transmitida ao indicador Magnesyne, que indica em um mostrador os valores recebidos do transmissor.

O indicador consiste inicialmente de um Magnesyne, um mostrador graduado e um ponteiro.

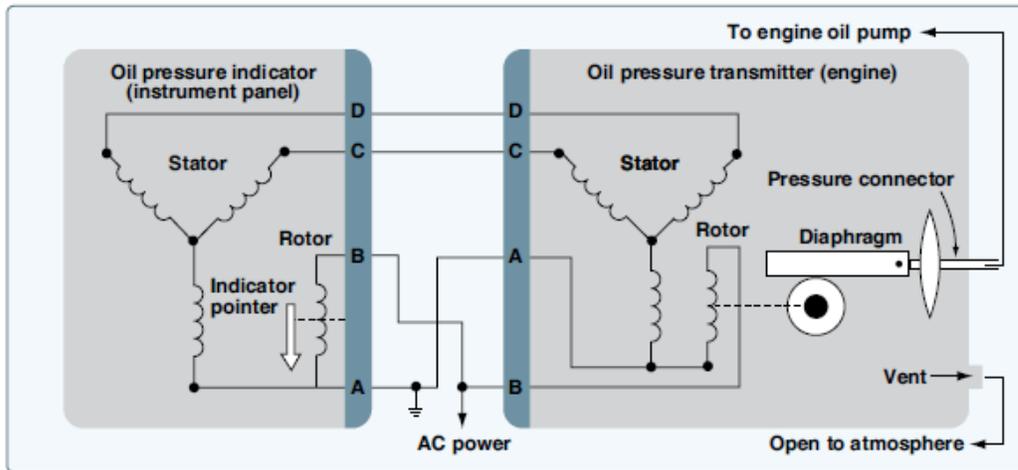
O ponteiro está ligado ao eixo e o eixo está ligado ao magneto, portanto, o movimento do magneto causa um movimento ao ponteiro.

2.3 INDICAÇÕES REMOTAS DE PRESSÃO DE ÓLEO E DE COMBUSTÍVEL

Indicações remotas de pressão de óleo e combustível podem ser convenientemente obtidas através do uso de vários sistemas sincro. O tipo de sistema sincro usado pode ser o mesmo, seja para óleo ou para medir pressão de combustível. Entretanto, um sistema de medir pressão de óleo não é usualmente intercambiável com um transmissor para medir combustível.

Um sistema típico de indicar a pressão do óleo é mostrado na figura 12-27. Uma mudança na pressão do óleo introduzida no transmissor sincro causa um sinal elétrico para ser transmitido através da cablagem, interconectada ao receptor do sincro.

Este sinal faz com que o rotor receptor e o indicador se movam a uma distância proporcional a quantidade de pressão exercida pelo óleo.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-27 Sistema de indicação remota (síncro) da pressão de óleo.

A maioria dos transmissores de pressão de óleo são compostos de duas partes: um mecanismo para medir a pressão, e uma montagem síncro para indicar a pressão.

A pressão do óleo causa um deslocamento linear no rotor do síncro. A quantidade de deslocamento é proporcional à pressão, e as variações de voltagens são indicadas pelo estator síncro.

Estas voltagens são transmitidas para o indicador síncro.

Em algumas instalações, indicadores duplos são usados para obter indicações das duas fontes.

Em algumas instalações, os transmissores de indicação de óleo e de combustível são ligados através de uma junção, operando um síncro de pressão de óleo e pressão de gasolina (duplo lado a lado), entretanto, combinando ambos indicadores em apenas um instrumento.

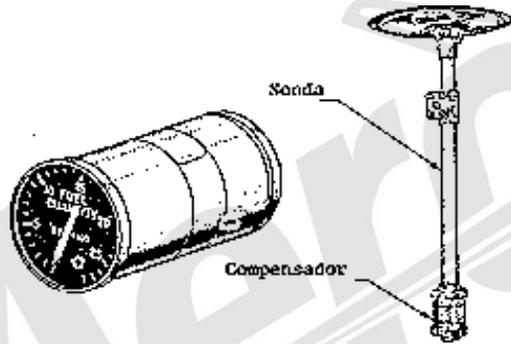
2.4 SISTEMA DE QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL TIPO CAPACITOR

O sistema de medir combustível do tipo capacitor é um dispositivo eletrônico de medir combustível que determina com exatidão o peso do combustível nos tanques de um avião.

Os componentes básicos do sistema são: um indicador, uma sonda do tanque, uma unidade ponte e um amplificador. Em alguns sistemas, a unidade ponte e o amplificador são uma

só unidade montada na mesma caixa. Sistemas mais modernos foram projetados com a unidade ponte e um amplificador transistorizado, construído dentro do estojo do instrumento.

O indicador de quantidade de combustível mostrado na figura 12-28 é um instrumento selado, auto balanceado, contendo um motor, um conjunto de ponteiro, amplificador transistorizado, circuito ponte e potenciômetros de ajuste.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

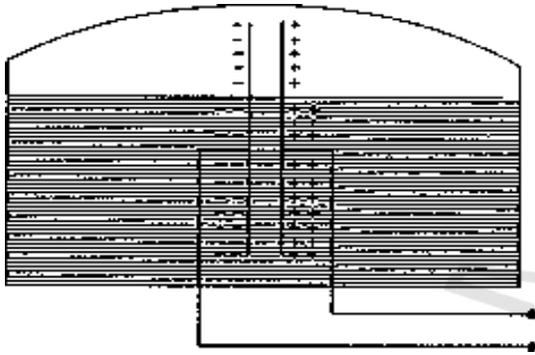
Figura 12-28 Indicador e sonda de um sistema de indicação de combustível tipo capacitor.

Uma mudança na quantidade de combustível de um tanque causa uma mudança na capacitância da unidade do tanque. Essa unidade do tanque faz parte de um circuito de capacitância.

O sinal de voltagem resultante do desequilíbrio desse circuito é amplificado sensitivamente na unidade de força. Este sinal energiza um motor de indução, aciona um potenciômetro na direção apropriada para reequilibrar o circuito, e ao mesmo tempo posiciona um ponteiro indicador, mostrando a quantidade de combustível remanescente no tanque. Uma versão simplificada de uma unidade do tanque é mostrada na figura 12-29.

A capacitância de um capacitor depende de três fatores:

- 1) A área das chapas;
- 2) A distância entre as chapas;
- 3) O dielétrico constante do material entre as chapas.



Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-29 Circuito tanque-capacitância simplificado.

O único fator variável da unidade do tanque é o dielétrico do material entre as chapas. Quando o tanque está cheio, o material dielétrico é todo combustível. Sua constante dielétrica é cerca de 2,07 a 0°C comparado a um dielétrico constante de 1 para o ar.

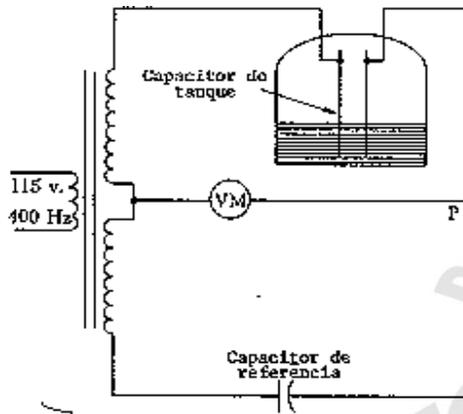
Quando um tanque está com combustível até a metade, existe ar entre as metades superiores das placas, e combustível entre as placas em sua parte inferior. Assim, o capacitor terá menor capacitância do que tinha antes quando o tanque estava cheio.

Quando o tanque está vazio, haverá somente ar entre as placas e, conseqüentemente, a capacitância é ainda menor.

Qualquer mudança na quantidade de combustível entre o tanque cheio e o tanque vazio provoca uma mudança correspondente na capacitância.

Um circuito de capacitância simplificado é mostrado na figura 12-30. O capacitor do tanque de combustível e um capacitor de referência fixo estão conectados em séries, através de uma bobina transformadora secundária.

Um voltímetro está conectado do centro da bobina do transformador até um ponto entre os dois capacitores.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-30 Circuito ponte de capacitância, simplificado.

Se as duas capacitâncias são iguais, a queda de voltagem será igual, e a voltagem entre o centro e o ponto "P" será zero. Assim que a quantidade de combustível aumenta, a capacitância da unidade do tanque aumenta causando maior fluxo de corrente na unidade do tanque e no circuito. Isto causará a existência de uma voltagem através do volímetro, que está ligado em fase com a voltagem aplicada ao transformador.

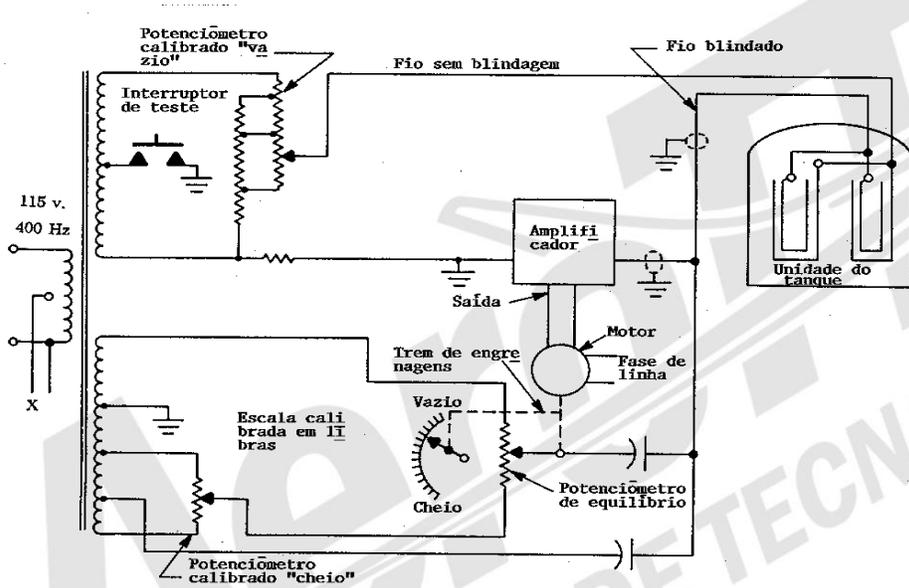
Se a quantidade do tanque diminui, haverá um menor fluxo da corrente no lado do tanque. A voltagem através do volímetro está agora fora de fase com a voltagem aplicada ao transformador.

Em um instrumento atual tipo capacitor, a informação para o amplificador de dois estágios está conectada em lugar do volímetro. Ele amplifica o sinal de um desbalanceamento na unidade ponte.

A saída do amplificador energiza uma bobina no motor indicador de duas fases. A outra bobina motor, chamada "Fase de Linha", está constantemente energizada pela mesma voltagem que é aplicada ao transformador no circuito ponte, mas sua fase está desalinhada 90° por um capacitor.

Como resultado, o motor indicador é sensível à fase, isto é, ele vai operar em qualquer direção, dependendo se a capacitância da unidade do tanque está aumentando ou diminuindo. Quando a capacitância do tanque aumenta ou diminui, devido a mudança na quantidade de combustível, é necessário reajustar o circuito ponte para uma condição de balanceamento, de forma que o motor indicador não continue mudando a posição da agulha indicadora. Isto é conseguido por um potenciômetro balanceador, conectado através da metade

do transformador secundário, conforme mostrado na figura 12-31.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-31 Circuito de ponte de equilíbrio próprio.

O motor indicador move o braço do potenciômetro na direção necessária para manter equilíbrio contínuo na ponte. O circuito mostrado na figura 12-31 é um circuito de ponte com equilíbrio próprio. Um potenciômetro “vazio” e um calibrado "cheio" estão ligados através das partes do transformador secundário em pontas opostas da bobina. Estes potenciômetros podem ser ajustados para equilibrar as voltagens da ponte sobre um sistema completo, de alcance de capacitância, de vazio até completamente cheio de um específico sistema. Em algumas instalações onde o indicador mostra o conteúdo de somente um tanque, e onde o tanque é mais ou menos simétrico, uma unidade é o suficiente. Entretanto, para maior exatidão, em tanques de forma peculiar, duas ou mais unidades são ligadas em paralelo para minimizar o efeito de mudanças na atitude do avião e o deslocamento do combustível nos tanques.

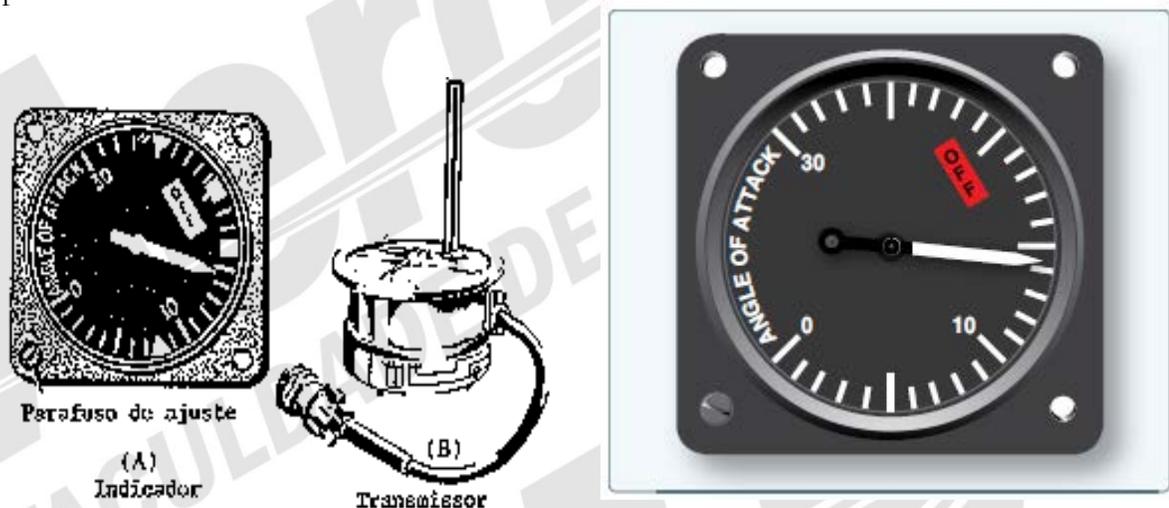
2.5 SISTEMAS DE INDICAÇÃO DO ÂNGULO DE ATAQUE

O sistema de indicação do ângulo de ataque detecta o ângulo de ataque do avião de um ponto na lateral da fuselagem, e fornece informações para o controle e atuação de outras unidades e sistemas no avião.

Os sinais são fornecidos para operar um indicador de ângulo de ataque (figura 12-32) localizado no painel de instrumentos, onde uma indicação visual contínua do atual ângulo de ataque é mostrada.

Um sistema típico de ângulo de ataque fornece sinais elétricos para a operação de um atuador dos pedais do leme, o que alerta o operador de um estol iminente quando o avião está se aproximando de um ângulo de ataque crítico.

Chaves elétricas são atuadas no indicador de ângulo de ataque a vários ângulos de ataque pré-estabelecidos.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional / Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-32 Sistema de indicação do ângulo de ataque.

O sistema indicador de ângulo de ataque consiste de um detector (transmissor) da direção de corrente de ar (figura 12-32B) e um indicador localizado no painel de instrumentos.

O detector de direção de corrente de ar contém um elemento sensível que mede a direção local da corrente de ar, relativo ao ângulo do ataque verdadeiro, detectando a diferença angular entre o fluxo de ar local e um ponto de referência na fuselagem do avião. O elemento sensível opera em conjunção com o circuito ponte balanceado que converte as posições da antena em sinais elétricos.

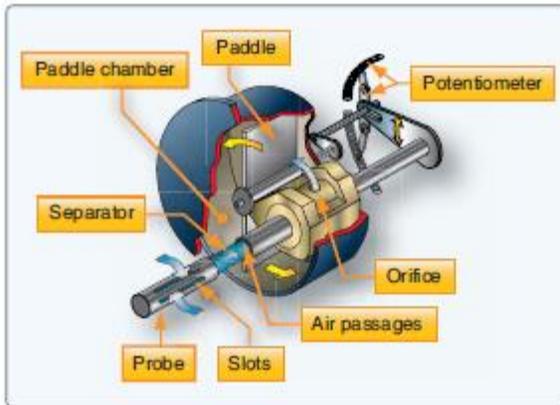
A operação de sistema indicativo de ângulos de ataque está baseada na detecção de pressão diferencial, no ponto onde a corrente de ar está fluindo numa direção que não é paralela ao verdadeiro ângulo de ataque do avião.

Esta pressão diferencial é causada por mudanças no fluxo de ar ao redor da unidade antena.

A antena estende-se através da fuselagem do avião para o vento relativo.

O final exposto da antena contém duas fendas paralelas que detectam a pressão diferencial do fluxo de ar (figura 12-33).

O ar que passa pelas fendas é transmitido através de duas passagens separadas, para compartimentos separados em uma câmara, onde existem dispositivos em forma de remo.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-33 Detector da direção do fluxo de ar.

Qualquer pressão diferencial causada por desalinhamento da antena em relação a direção do fluxo de ar causará uma rotação nos remos.

Os remos, movendo-se, rodarão a antena através de um mecanismo, até que a diferencial de pressão seja zero. Isto ocorre quando as fendas estão simétricas com a direção da corrente de ar.

Dois potenciômetros eletricamente separados rodando com a antena fornecerão sinais para indicações remotas. A posição da antena ou rotação é convertida em um sinal elétrico por um dos potenciômetros, que é o componente transmissor de um circuito autoajustável. Quando um ângulo de ataque do avião é mudado e, subsequentemente, a posição do potenciômetro transmissor é alterada, um erro de voltagem existe entre o potenciômetro transmissor e o potenciômetro receptor.

Fluxos de corrente através de um relé sensível polarizado rodam um servo motor no indicador.

O servo motor energiza o receptor potenciômetro na direção exigida para reduzir a

voltagem, e restaurar o circuito a uma condução eletricamente equilibrada.

O ponteiro indicador está ligado, e se move com o receptor potenciômetro para indicar no mostrador o ângulo de ataque relativo.

2.6 INDICADOR DE RPM (TACÔMETRO)

O indicador tacômetro é um instrumento para indicar a velocidade do eixo de manivelas de um motor a pistão, e a velocidade do eixo principal de uma turbina. Os mostradores de um tacômetro usados com motores a pistão são calibrados em RPM (rotações por minuto).

Aqueles tacômetros utilizados para turbinas são calibrados em porcentagem de RPM, sendo usados a partir da rotação de decolagem.

A figura 12-34 mostra um indicador típico para cada um dos indicadores descritos. Há dois tipos de sistema de tacômetro em amplo uso hoje em dia.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-34 Tacômetros (Indicadores de r.p.m.).

- 1) O sistema indicador mecânico;
- 2) O sistema indicador elétrico.

Sistema Indicador Mecânico

O sistema indicador mecânico consiste de um indicador conectado ao motor por um eixo flexível de tração. O indicador contém um contrapeso acoplado ao mecanismo que aciona

um ponteiro.

Quando o eixo gira, forças centrífugas agem nos contrapesos e os movem para uma posição angular. Esta posição angular varia com a rotação do motor. O movimento dos contrapesos é transmitido através do mecanismo de engrenagens ao ponteiro. O ponteiro gira para indicar a RPM do motor no indicador Tacômetro.

Sistema de Indicação Elétrico

Um número de diferentes tipos e tamanhos de geradores de Tacômetro e indicador são usados em sistemas elétricos de aeronaves. Geralmente, os vários tipos de indicadores de tacômetro e geradores operam nos mesmos princípios básicos. Assim, o sistema descrito será representativo da maioria dos sistemas de tacômetros elétricos.

As instruções dos fabricantes deverão sempre ser consultadas para um detalhe específico de um tacômetro.

O sistema típico de tacômetro é um gerador C.A. de 3 fases, acoplado ao motor do avião e conectado eletricamente a um indicador, montado no painel de instrumentos. Estas duas unidades são conectadas por uma cablagem elétrica. O gerador transmite força de 3 fases ao motor síncro no indicador.

A frequência da força transmitida é proporcional a rotação do motor.

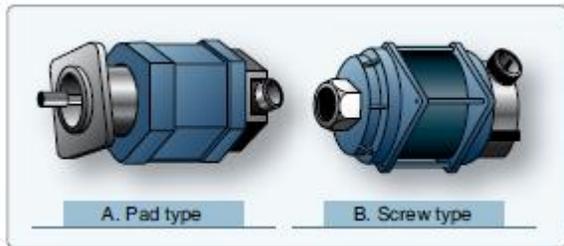
Através do princípio de arrasto magnético, o indicador fornece uma indicação muito precisa da velocidade do motor. Gerador de Tacômetros são unidades compactas, pequenas, geralmente, e disponíveis em 3 tipos:

- FLANGE PLANO
- PORCA ROTATIVA
- PORCA FIXA

Estes nomes são obtidos através do tipo de montagem usada na instalação do gerador ao motor. O gerador de Tacômetro tipo Flange plana (figura 12-36A), é construído com uma blindagem num dos lados, projetada para permitir a instalação do gerador a uma placa no corpo do motor, ou na Caixa de acessórios da turbina com 4 parafusos.

O gerador tipo Porca Rotativa é construído com uma porca na montagem, e está livre para girar em relação ao resto do instrumento. Este tipo de gerador pode ser seguro e imóvel

enquanto a porca de montagem é aparafusada no lugar. O gerador do Tacômetro tipo Porca fixa (fig. 12-36B) é construído com uma porca de montagem instalada em uma das blindagens na lateral do gerador. A porca de montagem é uma parte rígida do instrumento, e o gerador inteiro deve ser girado para aparafusar a porca no seu lugar junto ao motor.



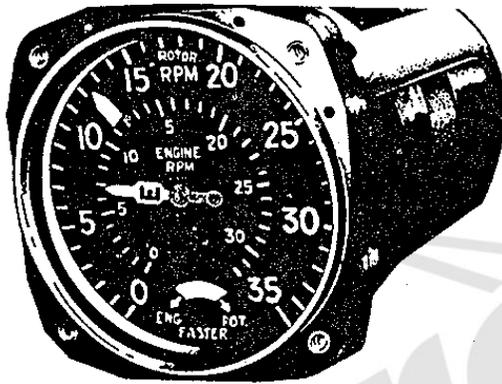
Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-36 Gerador de Tacômetro.

O Tacômetro duplo consiste de duas unidades indicadoras de tacômetro montadas no instrumento único. Os ponteiros indicadores mostram simultaneamente num mostrador único, a rotação de dois motores. Alguns indicadores de rotação são equipados com um mostrador que indica a hora de voo, usualmente localizado na área inferior do mostrador, bem abaixo do ponteiro central.

Tacômetros duplos também são colocados no mesmo instrumento com um sincrocópio para vários propósitos.

Um destes, o tacômetro de helicóptero com sincrocópio, é um instrumento que indica simultaneamente a velocidade de rotação do motor principal e a velocidade de rotação do rotor, e o deslizamento do rotor devido ao mal funcionamento da fricção ou velocidade excessiva do rotor, quando a fricção for desengajada em voo. A velocidade de ambos (o eixo do rotor e o eixo da turbina), é indicada por um tacômetro regular duplo, e o deslizamento é indicado num sincrocópio (figura 12-37).



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-37 Tacômetro de helicóptero com sincrocópio.

2.7 MANUTENÇÃO DOS TACÔMETROS (CONTAGIROS)

Os indicadores dos tacômetros devem ser examinados quanto a vidros frouxos, marcas de escala apagadas ou ponteiros soltos. A diferença nas indicações entre as leituras obtidas, antes e após o leve bater do instrumento, não poderão exceder mais ou menos 15 RPM. Este valor pode variar dependendo da tolerância estabelecida pelo fabricante do indicador. Ambos, o gerador do tacômetro e o indicador, deverão ser inspecionados quanto a firmeza das conexões mecânicas e elétricas, segurança da montagem e condição geral. Para procedimentos detalhados de manutenção, as instruções do fabricante deverão sempre ser consultadas.

Quando um motor equipado com um tacômetro elétrico está funcionando em rotação mínima, os ponteiros indicadores do tacômetro podem flutuar e ter uma leitura baixa. Isto é uma indicação de que o motor síncro não está sincronizado com a informação que é obtida no gerador de sinal.

A medida que a velocidade do motor aumenta, ele deverá sincronizar e registrar corretamente a rotação. A rotação na qual a sincronização ocorre vai variar com o projeto do sistema tacômetro.

Se os ponteiros do instrumento oscilam a velocidade acima do valor de sincronização, é verificado se a oscilação total não excede a tolerância permissível. Se a oscilação exceder a tolerância, verifica-se se é o instrumento ou outro dos componentes que está falhando.

Oscilação nos indicadores podem ocorrer em um sistema de indicação mecânica, se o cabo flexível de tração do indicador está sofrendo oscilações. O cabo flexível deve ser fixado em intervalos frequentes, para a prevenção de oscilações.

Quando se instala indicadores do tipo mecânico, o “teleflex” deve ter espaço adequado através do painel. Quaisquer dobras necessárias para colocar o cabo através do painel, não poderão causar esforço na instalação do instrumento no painel.

Evita-se dobras muito acentuadas no cabo transmissor. Um cabo transmissor instalado inadequadamente pode causar uma pane no indicador, ou fornecer informação incorreta.

2.8 SINCROSCÓPIO

O sincroscópio é um instrumento que indica se dois (ou mais) motores estão sincronizados, isto é, se eles estão operando na mesma R.P.M.

O instrumento consiste de um pequeno motor elétrico, que recebe corrente elétrica do gerador do tacômetro de ambos os motores.

O sincroscópio é projetado de forma que a corrente do motor que gira mais depressa, controla a direção na qual o motor do sincroscópio gira.

Se ambos os motores estão operando à mesma velocidade, o motor do sincroscópio não opera.

Se, entretanto, um motor está operando mais rápido que o outro, o sinal do seu gerador obrigará o motor do sincroscópio a girar em uma determinada direção. Se a velocidade do outro motor então torna-se maior que aquela do primeiro motor, o sinal de seu gerador causará ao motor do sincroscópio a reversão na direção oposta.

O motor do sincroscópio está conectado através de um eixo, a um ponteiro de duas pontas no mostrador do instrumento (figura 12.38).

É necessário designar um dos dois motores como motor mestre, para que as indicações do sincroscópio possam ser úteis.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-38 Mostrador do sincrocópio.

As leituras do mostrador com rotação no sentido anti-horário do ponteiro indicam devagar, e o movimento no sentido horário indicando rápido, refere-se à operação do segundo motor, em relação à velocidade do motor mestre.

Para aeronaves com mais do que dois motores, poderão ser usados sincrocópios adicionais.

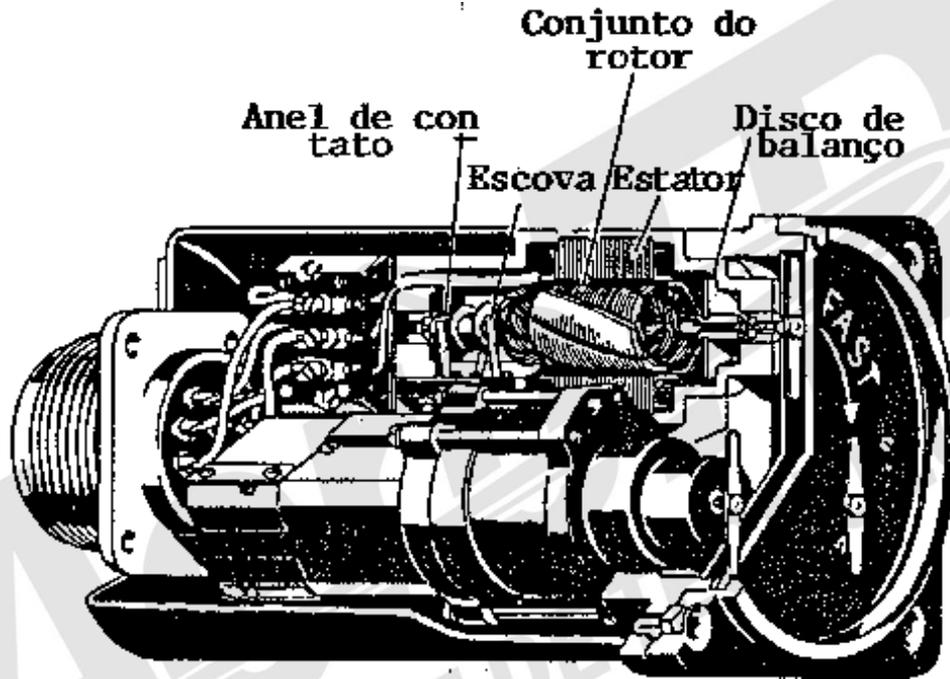
Um motor é designado como motor mestre, e os sincrocópios são conectados entre seus tacômetros, e àqueles de cada um dos motores individuais.

Em uma instalação completa deste tipo, deve haver um instrumento a menos do número de motores, desde que o motor mestre seja comum a todos os pares.

Um tipo de sincrocópio para quadrimotores é um instrumento especial que, efetivamente, são três sincrocópios individuais em um só instrumento (figura 12-39).

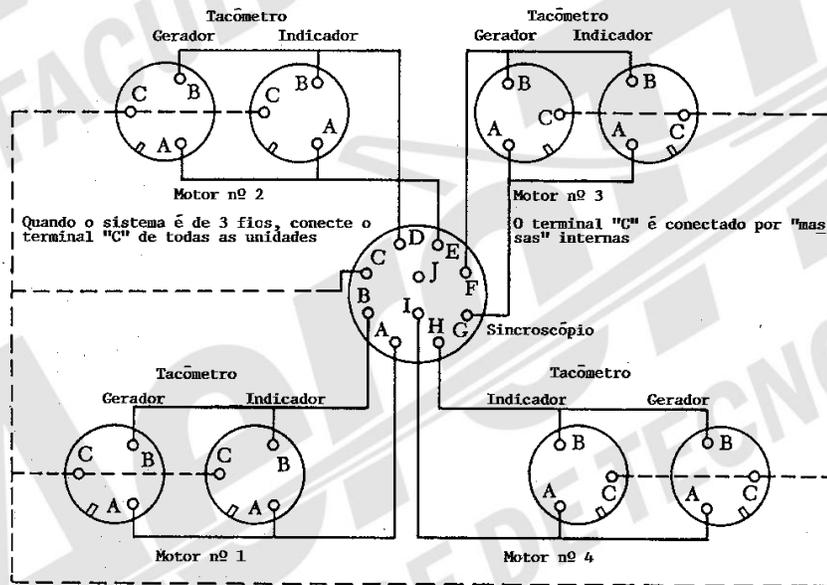
O rotor de cada sincrocópio está eletricamente conectado ao gerador do tacômetro do motor, designado como mestre, enquanto cada estator está conectado a cada um dos tacômetros dos outros motores.

Existem, três ponteiros, cada um indicando a velocidade relativa do motor número 2, 3 ou motor 4, conforme indicado na figura 12-40.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-39 sincroscópio de quadrimotor.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-40 Esquema do sincroscópio para um quadrimotor.

Os ponteiros independentes giram no sentido horário quando seu respectivo motor está girando mais rápido que o motor mestre, e em sentido anti-horário quando está girando com menor velocidade.

A rotação dos ponteiros começa quando a diferença de velocidade atinge cerca de 350 RPM, e a medida que a sincronização dos motores está sendo obtida, a rotação dos ponteiros é proporcional à diferença de rotação dos motores.

2.9 INDICADORES DE TEMPERATURA

Várias indicações de temperatura devem ser conhecidas, de forma que a aeronave seja operada adequadamente.

É importante que a temperatura do óleo do motor, a mistura do carburador, o ar exterior, a temperatura das cabeças dos cilindros, os dutos de aquecimento e a temperatura dos gases do escapamento, bem como os gases das turbinas, sejam conhecidas.

Muitas outras temperaturas devem também ser conhecidas, mas estas são algumas das mais importantes. Diferentes tipos de termômetros são usados para coletar e apresentar esta informação.

Termômetro de Resistência Elétrica

Termômetros de resistência elétrica são amplamente usados em muitos tipos de aeronave para medir o ar do carburador, a temperatura do óleo e a temperatura do ar exterior.

As principais partes do termômetro de resistência elétrica são: o instrumento indicador, o elemento sensível de temperatura (bulbo), e as cablagens conectoras e os plugues de conexão.

Os termômetros de temperatura de óleo do tipo de resistência elétrica têm limites típicos de -10 graus centígrados a +120 graus centígrados, ou desde -70 graus centígrados até +150 graus centígrados.

Termômetros do ar do carburador e da mistura ar/combustível, poderão ter um limite de operação de -50 graus até +50 graus centígrados, assim como muitos termômetros de ar exterior.

Um termômetro típico de resistência elétrica é mostrado na figura 12-41. Os indicadores

também estão disponíveis na forma dupla, para uso em aviões multimotores. Muitos indicadores são compensados para mudanças na temperatura na cabine.

O termômetro de resistência elétrica opera pelo princípio da mudança da resistência elétrica na maioria dos metais com as mudanças na temperatura. Na maioria dos casos, a resistência elétrica de um metal aumenta enquanto a temperatura sobe.

A resistência de alguns metais aumenta mais que a resistência de outros, com uma determinada elevação na temperatura. Se um resistor metálico com um alto coeficiente de resistência à temperatura (um alto índice de resistência para um determinado aumento na temperatura) é submetido a uma temperatura a ser medida, e o indicador de resistência é conectado a ele, todos os requisitos para um termômetro elétrico estão presentes.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-41 Indicador típico de temperatura à resistência elétrica.

O resistor sensível ao calor é o elemento principal no bulbo, e é construído de forma que tenha uma resistência definida para cada valor de temperatura dentro de seu limite de operação.

O elemento resistor sensível a temperatura é uma bobina feita de várias ligas, tais como fio de níquel ou fio de manganês em material isolante apropriado.

O resistor é protegido por um tubo de metal, unido a uma cabeça rosqueada de forma hexagonal (figura 12-42). As duas extremidades são revestidas ou soldadas ao receptáculo elétrico, projetadas para receber as tomadas do plugue conector.



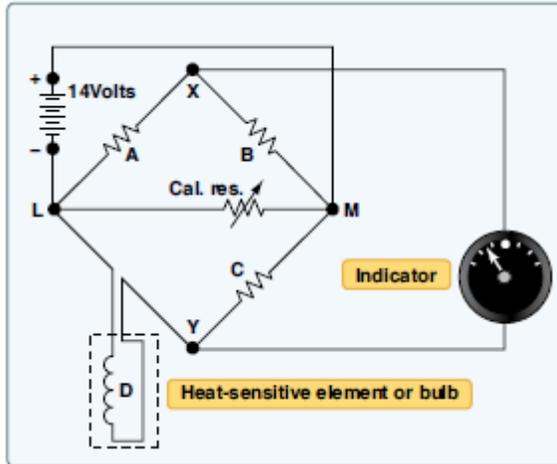
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-42 Dois tipos de bulbo de termômetros de resistência elétrica.

O indicador de resistência elétrica é um instrumento de medir resistência. Seu mostrador é calibrado em graus de temperatura em vez de ohms, e mede a temperatura usando uma forma modificada do circuito ponte de Wheatstone.

O medidor ponte de Wheatstone opera do princípio de comparar um resistor desconhecido com outras resistências conhecidas.

Uma forma simplificada de um circuito ponte de Wheatstone é mostrado na figura 12-43.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-43 Circuito medidor do tipo ponte de Wheatstone.

Três resistências de valores iguais (A,B e C, da figura 12-43) estão conectadas a um circuito na forma de diamante, com uma resistência de valor desconhecido (D). A resistência desconhecida representa a resistência do bulbo de temperatura, da resistência elétrica do sistema termômetro.

Um galvanômetro calibrado para ler em graus é unido através do circuito: X e Y. Quando a temperatura causa a resistência do bulbo equalizar-se a das outras resistências, nenhuma diferença em potencial existe entre os pontos X e Y no circuito, e nenhuma corrente flui na perna do galvanômetro do circuito.

Se a temperatura do bulbo muda, sua resistência também muda, e a ponte torna-se desbalanceada, causando um fluxo de corrente através do galvanômetro em uma direção ou em outra.

O mostrador do galvanômetro é calibrado em graus de temperatura, convertendo para o instrumento de medida de temperatura. A maioria dos indicadores são fornecidos com um parafuso de ajuste a zero na face do instrumento, de forma a ajustar o ponteiro a um ponto de referência (a posição do ponteiro quando a ponte está equilibrada e nenhuma corrente flui através do medidor).

Indicadores de Temperatura Bimetálicos

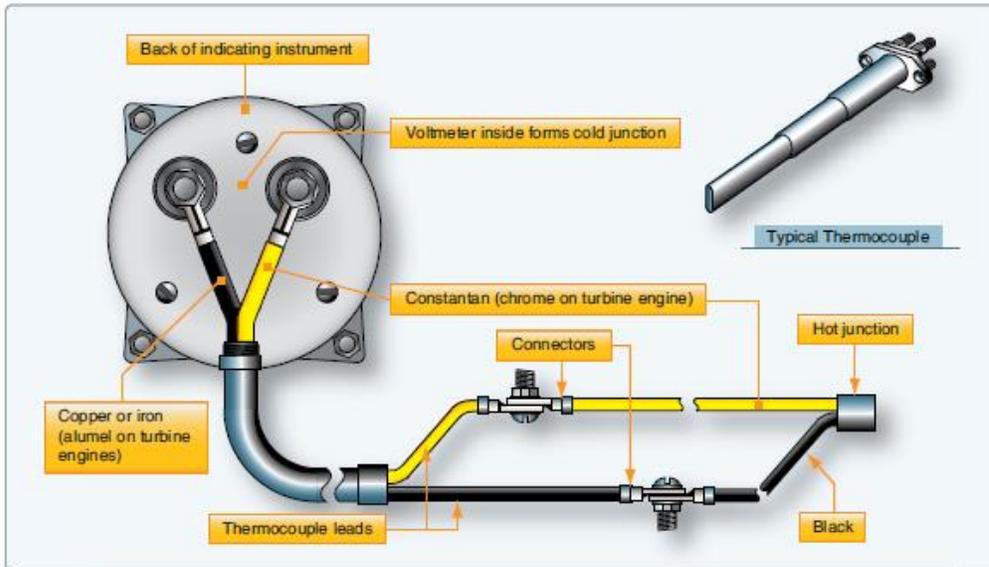
A temperatura da maioria dos cilindros dos motores a pistão, refrigerados a ar, é medida por um termômetro que tem seu elemento sensível de calor instalado em algum ponto de um dos cilindros (normalmente um cilindro mais quente).

No caso de motores a turbina, a temperatura dos gases do escapamento é medida por sondas instaladas no cone de escapamento.

Uma sonda é um circuito ou uma conexão de dois metais diferentes. Tal circuito tem duas conexões. Se uma das conexões é aquecida a uma temperatura maior que a outra, uma força eletromotiva é produzida no circuito. Colocando-se um galvanômetro no circuito, esta força pode ser medida.

Quanto maior se torna a temperatura, maior se torna a força eletromotiva produzida. Calibrando-se o galvanômetro em graus, torna-se um termômetro.

Um sistema típico de termômetro bimetálico (figura 12-44) usado para indicar a temperatura do motor, consiste de um indicador galvanômetro calibrado em graus centígrados, um termopar bimetálico, e condutores bimetálicos.



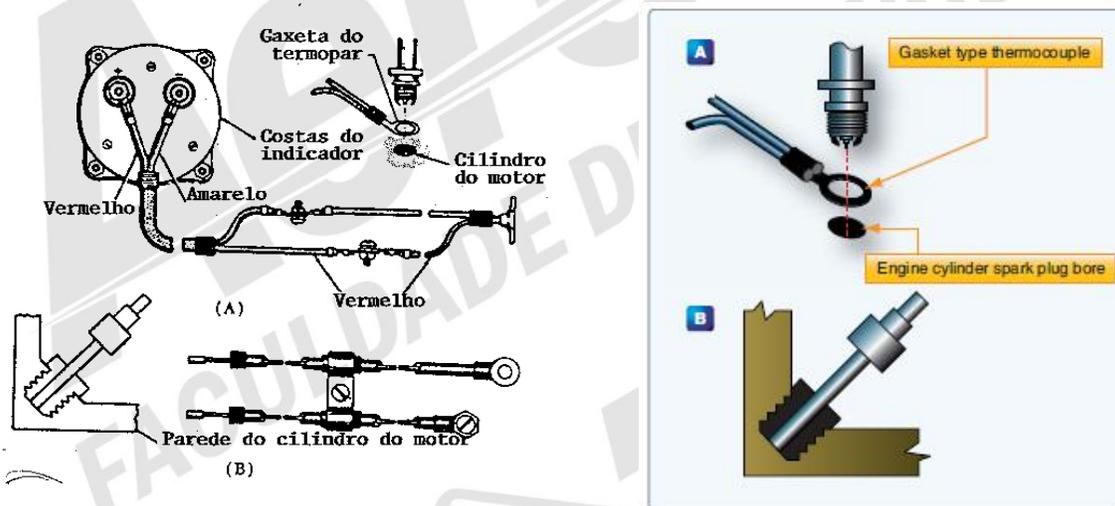
Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-44 Sistema de indicação da temperatura da cabeça do cilindro de motor convencional.

Os termopares condutores ou as sondas bimetálicas são comumente construídos de ferro e constantan, porém, cobre e constantan, ou cromo e alumel são outras combinações de metais de características físicas diferentes em uso.

Ferro e constantan é a mais usada na maioria dos motores radiais, e cromel e alumel é usada em motores a jato.

As sondas termopares são projetadas para fornecer uma quantidade definida de resistência no circuito termopar, portanto seu comprimento ou tamanho não pode ser alterado, a não ser que alguma compensação seja feita para a mudança da resistência total. A junção aquecida do termopar varia de forma, dependendo de sua aplicação.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-45 Termopares: (A) tipo gaxeta; (B) tipo baioneta.

Dois tipos comuns são mostrados na figura 12-45. Eles são do tipo gaxeta e do tipo baioneta. No tipo gaxeta, dois anéis de metais diferentes são pressionados juntos para formar uma gaxeta tipo vela de ignição. Cada sonda, que forma uma conexão de retorno ao galvanômetro, deve ser construída do mesmo metal que a parte do termopar na qual está conectada. Por exemplo, um fio de cobre está conectado a um anel de cobre, e o fio de constantan deve estar conectado ao anel de constantan.

O termopar tipo baioneta cabe num orifício na cabeça do cilindro. Aqui novamente, o mesmo metal é usado no termômetro como na parte do termopar, ao qual está conectado. O cilindro escolhido para a instalação do termopar é o cilindro que opera mais quente nas mais

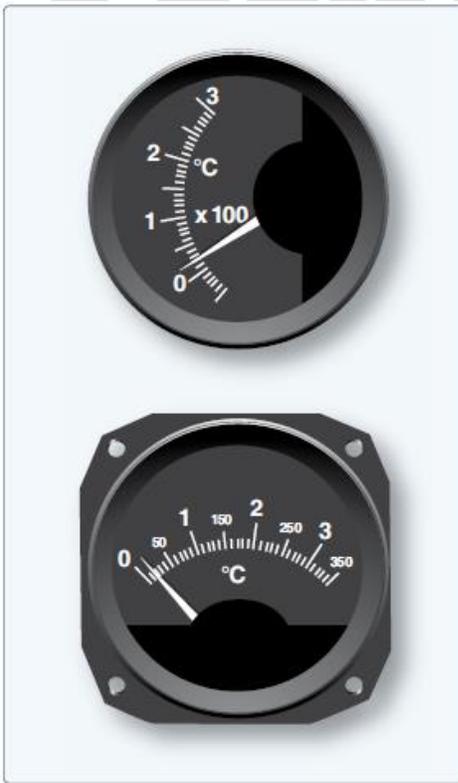
diversas condições de operação. A localização deste cilindro varia com os diferentes tipos de motores.

A junção fria do circuito termopar está dentro da caixa do instrumento.

Desde que a força eletromotiva, verificada no circuito, varia com a diferença da temperatura entre as junções fria e a quente, é necessário compensar o mecanismo do indicador para mudanças da temperatura na cabine que poderão afetar a junção fria. Isso é conseguido usando-se uma mola bimetálica, conectada ao mecanismo indicador.

Quando as sondas são desconectadas do indicador, a temperatura da área da cabine ao redor do painel pode ser lida no instrumento. A razão disso, é que a mola compensadora bimetálica continua a agir como um termômetro.

A figura 12-46 mostra os indicadores de dois instrumentos de temperatura do termopar (thermocouple).



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-46 Dois tipos de indicadores de temperatura de termopares.

Sistemas de Indicação de Temperatura dos Gases

EGT (Temperatura dos Gases do Escapamento) é uma indicação variável muito crítica da operação de uma turbina. O sistema de indicação de EGT fornece uma indicação visual na cabine, da temperatura dos gases do escapamento da turbina, enquanto eles estão deixando a unidade motora. Em algumas turbinas a temperatura dos gases do escapamento é medida na entrada da turbina. Este sistema é usualmente conhecido como “TIT”, temperatura da entrada da turbina (turbine inlet temperature).

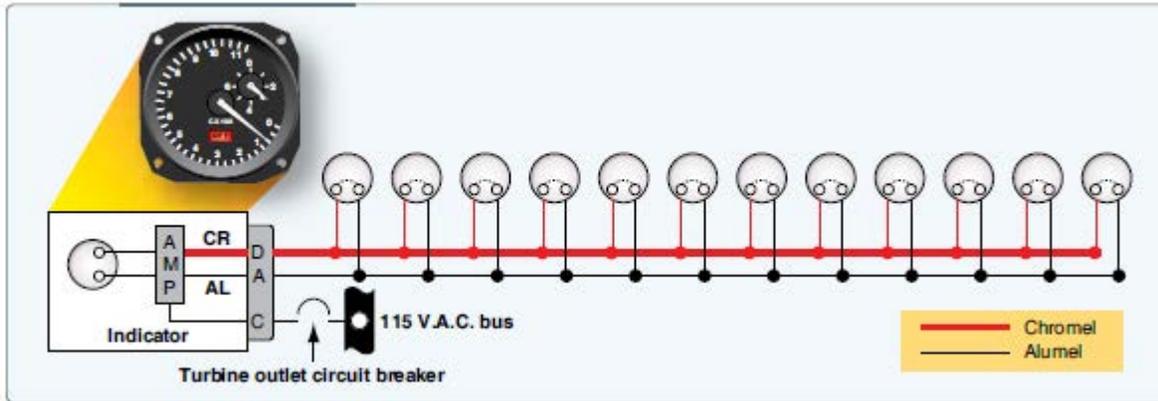
A principal desvantagem deste método é que o número de sondas requeridas torna-se maior, e a temperatura ambiente em que ele deve operar é aumentada.

Uma sonda de medir temperatura dos gases de escapamento é montada num isolante de cerâmica e revestida de uma blindagem de metal. A sonda tem a forma de um tubo cilíndrico que se projeta e fica localizado na saída dos gases. Ela é construída de cromel (uma liga de níquel-cromo) e alumel (uma liga de níquel e alumínio).

A junção quente penetra num espaço para dentro da blindagem, e a blindagem tem orifícios na sua extremidade, permitindo o fluxo dos gases de escapamento através da junção quente.

Várias sondas são usadas e são instaladas em intervalos, ao redor do perímetro da saída dos gases da turbina ou do duto de escapamento.

As sondas medem o EGT da turbina em milivolts, e esta voltagem é transmitida a um amplificador no indicador na cabine onde é amplificada e usada para energizar um pequeno servo motor, que move o do ponteiro indicador do termômetro. Um sistema típico de EGT é mostrado na figura 12-47.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-47 Típico sistema de indicação da temperatura dos gases do escapamento.

O indicador EGT mostrado é a uma unidade hermeticamente selada e oferece a possibilidade de um segundo plugue de conexão.

O instrumento é calibrado de zero grau centígrado até o limite máximo de 1.200 graus centígrados, com um mostrador vernier no canto superior direito. Uma bandeira de alerta de "OFF" (desligado) está localizada na parte inferior do mostrador.

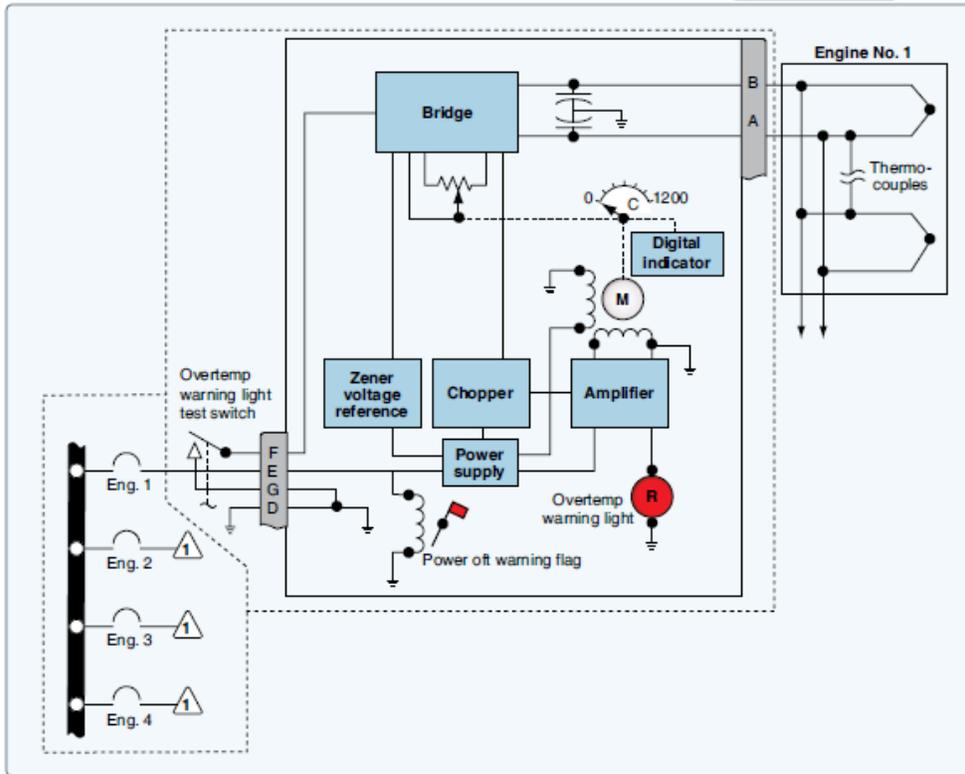
O sistema de indicação TIT fornece uma indicação visual da temperatura dos gases entrando na turbina. Em um tipo de turbina de aviação, a temperatura de entrada de cada turbina é medida por dezoito unidades de sondas duplas, instaladas no anel envolvente da turbina. Um conjunto desses termômetros paralelos transmite sinais a um indicador na cabine, e o outro conjunto de termômetros paralelos fornece sinais de temperatura a um controle de dados. Cada circuito é eletricamente independente fornecendo um sistema com dupla confiabilidade.

As montagens dos termômetros são efetuadas em bases ao redor da carenagem da entrada da turbina, e cada termômetro possui duas conexões eletricamente independentes com uma sonda de leitura.

A voltagem média das bases onde se alojam as sondas representa o TIT. Um esquema do sistema para medir a temperatura da entrada das turbinas para o motor de um avião com quatro motores, é mostrado na figura 12-48. Os circuitos para os outros três motores são idênticos a esse sistema.

O indicador contém um circuito ponte, um circuito "chopper", um motor de duas fases para acionar o ponteiro e um potenciômetro de acompanhamento (feed-back). Também

incluído está um circuito de referência de voltagem, um amplificador, uma bandeira (“OFF”) de instrumento inoperante, e uma luz de alerta de sobre temperatura.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-48 Sistema de indicação da temperatura da entrada da turbina (TIT).

A saída do amplificador energiza o campo variável do motor de duas fases, que move o ponteiro do indicador principal e um indicador digital. O motor também move o potenciômetro “feed-back” e fornece um sinal para parar o motor quando o instrumento indicar a posição correta em relação a indicação de temperatura. O circuito de voltagem fornece uma voltagem de referência para prevenir erros de variações de voltagem no suprimento de força para o indicador.

A luz de alerta de alta temperatura acende quando o instrumento de TIT atinge um limite pré-determinado. Um botão de teste externo é, na maioria das vezes, instalado para que as luzes de alerta de alta temperatura de todos os motores possam ser testadas ao mesmo tempo.

Quando a chave de teste é operada, um sinal de alta temperatura é simulado em cada indicador do circuito ponte do indicador de temperatura.

2.10 TERMÔMETRO DE RESISTÊNCIA DE RAZÃO ELÉTRICA

O sistema básico de indicação de temperatura ponte de Wheatstone, fornece indicações exatas quando o ponteiro está no ponto de equilíbrio no mostrador do instrumento. Quando o ponteiro se move fora do ponto de equilíbrio, o indicador ponte de Wheatstone está sendo muito afetado pelas variações do fornecimento de voltagem.

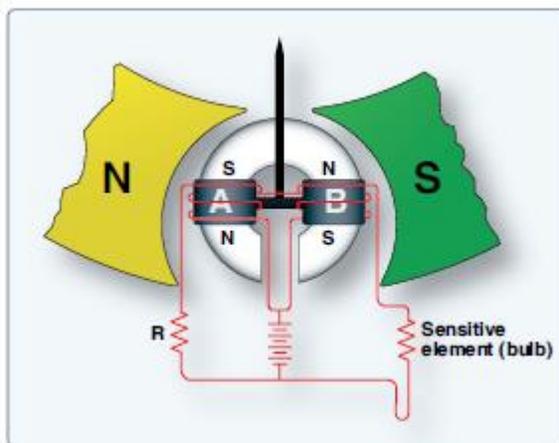
Uma maior exatidão pode ser obtida, instalando-se um dos diversos tipos de circuito automático de compensação de voltagem na linha, no circuito.

Alguns desses reguladores de voltagem empregam-se do filamento-resistência das lâmpadas para obter um fornecimento de voltagem mais uniforme.

A resistência dos filamentos de lâmpadas ajuda a regular a voltagem aplicada ao circuito ponte de Wheatstone porque a resistência do filamento muda passo a passo com a variação de fornecimento de voltagem.

O medidor de razão é um arranjo mais sofisticado para obter-se maior exatidão nos indicadores tipo bulbo e resistência. O indicador de razão mede a razão das correntes usando uma adaptação do circuito básico ponte de Wheatstone com circuito de razão para maior sensibilidade.

Um esquema de um circuito de medidor de razão de temperatura é demonstrado na figura 12-49. O circuito contém dois ramos paralelos, um com uma resistência fixa em série com a espiral "A" e a outra, uma resistência construída em série com a espiral "B". As duas espirais estão fixadas num rotor com um pino no centro da abertura do magneto permanente.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-49 Esquema de um sistema de medidor de razão de temperatura.

O magneto é construído de forma que haja uma abertura de ar entre o magneto e as bobinas, maior na base do que no topo. Isto produz uma maior densidade no fluxo que é progressivamente maior partindo da base para a abertura no topo.

A direção da corrente, através de cada bobina em relação a polaridade do magneto permanente, faz com que a bobina com a fluxo de corrente reaja no campo magnético mais fraco. Se a resistência do bulbo de temperatura é igual ao valor da resistência fixa, e os valores iguais de corrente estão fluindo através da bobina, o torque nas bobinas será o mesmo, e os ponteiros indicadores estarão na posição vertical (zero).

Se a temperatura do bulbo aumenta, sua resistência também aumentará causando a diminuição da corrente do ramo do circuito da bobina “B”. Consequentemente, o torque na bobina “B” diminui e a bobina “A” empurra no sentido para baixo num campo magnético mais fraco. A bobina “A”, com sua corrente mais fraca, move-se para um campo magnético mais forte.

Os torques nas bobinas ainda se equilibram desde que o produto do fluxo da corrente permaneça o mesmo para ambas as bobinas, mas o ponteiro tenha se movido para uma nova posição na escala calibrada. Por outro lado, o oposto desta ação ocorrerá se a temperatura do bulbo sensível de calor diminuir.

Os sistemas de medir temperatura por indicação de razão, são usados para medir temperatura do óleo do motor, do ar exterior e temperatura do ar do carburador em muitos tipos de avião. Eles são especialmente usados para indicar condições de temperatura, onde a exatidão é importante, ou grandes variáveis de fornecimento de voltagens existem.

2.11 SISTEMAS DE MEDIR FLUXO DE COMBUSTÍVEL (“FUEL FLOW”)

Sistemas de indicação de fluxo de combustível são usados para indicar consumo de combustível.

Eles são, na maioria das vezes, instalados nos aviões maiores, multimotores, mas eles podem ser encontrados em qualquer tipo de aeronave onde o fator economia de combustível é um detalhe muito importante.

Um sistema típico de medidor de fluxo de combustível para o motor a pistão consiste de um transmissor de fluxo e um indicador. O transmissor está usualmente ligado na linha de

combustível que une a saída do carburador à válvula de alimentação de combustível, ou bico ejetor. O indicador está normalmente montado no painel de instrumentos.

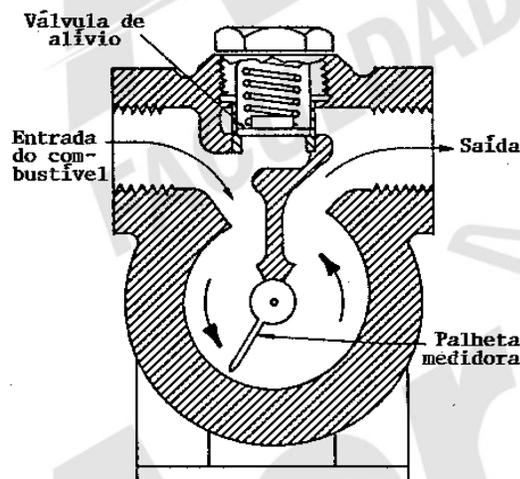
Um corte transversal de um transmissor típico é mostrado na figura 12-50. A gasolina passando pela entrada da câmara de combustível é direcionada contra uma palheta medidora, causando a mudança da sua posição dentro da câmara.

Quando a palheta é movida de uma posição fechada pela pressão do fluxo de gasolina, a distância entre a palheta e a câmara de combustível torna-se gradativamente maior, e este movimento é transmitido ao eixo na qual a palheta está ligada. A figura 12-51 mostra uma vista detalhada de um sistema de medir fluxo de combustível.

A palheta medidora move-se contra a força oposta de uma mola.

Quando a força criada por um determinado fluxo de combustível está equilibrada com a tensão da mola, a palheta torna-se imóvel.

A palheta é conectada magneticamente ao rotor de um transmissor que gera sinais elétricos para indicar em um instrumento na cabine.

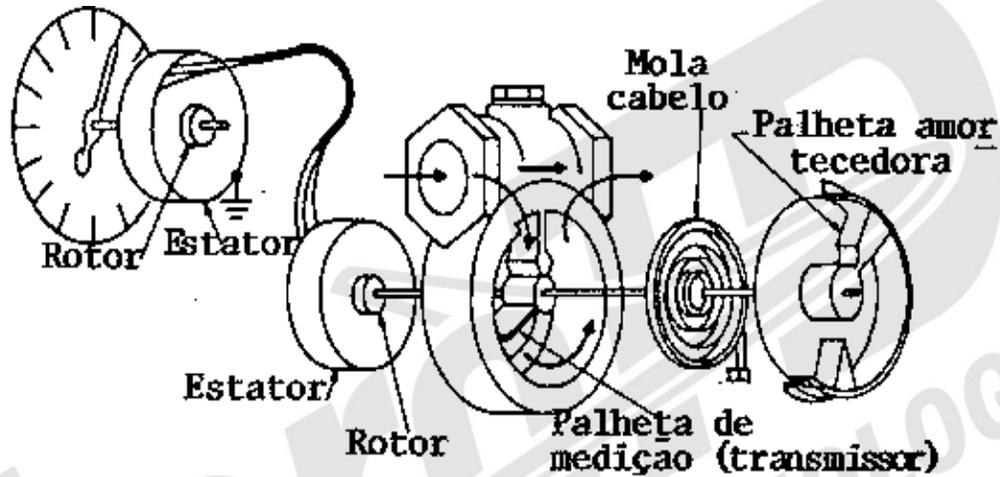


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-50 Câmara de combustível do medidor de fluxo de combustível.

A distância que a palheta medidora se move é proporcional e mede a razão do fluxo. O sistema tem um amortecedor que elimina as flutuações causadas por bolhas de ar no combustível.

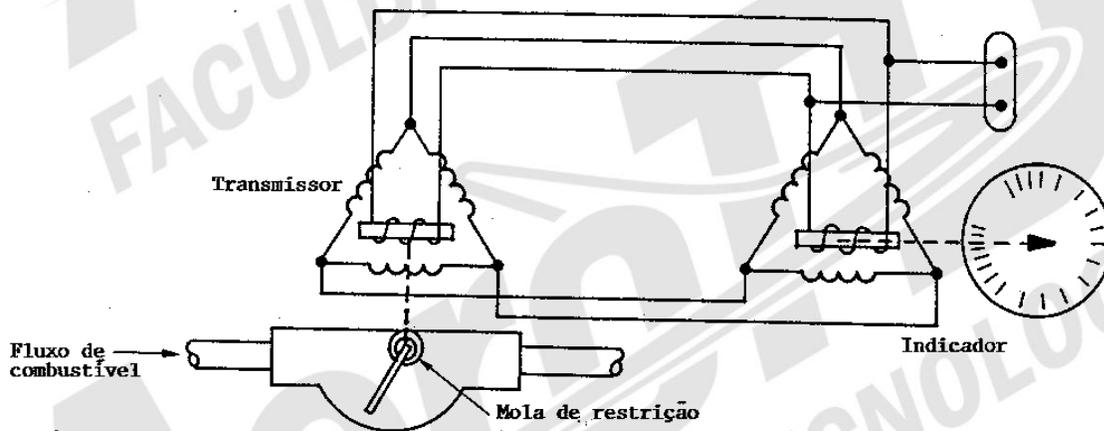
Há uma válvula de alívio dentro da câmara que permite o dreno de combustível quando o fluxo é maior que a capacidade da câmara.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

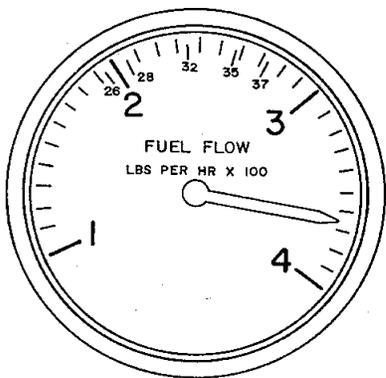
Figura 12-51 Sistema medidor do fluxo de combustível.

Um esquema simplificado de um sistema de “FUEL FLOW” do tipo palheta (figura 12-52) mostra a palheta medidora ligada ao transmissor do “FUEL FLOW”, e o rotor do indicador ligado a uma fonte de força comum com um transmissor.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-52 Esquema de um sistema de medição de fluxo do tipo palheta.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

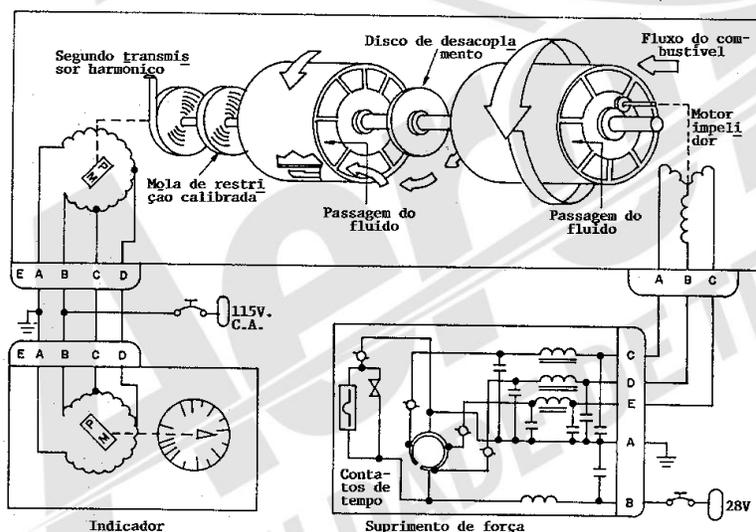
Figura 12-53 Típico indicador de fluxo do combustível.

O mostrador de um indicador de fluxo é mostrado na figura 12-53. Alguns indicadores de fluxo de combustível são calibrados em galões por hora, mas a maioria deles indica a medida do fluxo em libras.

O sistema do fluxo usado nos motores a turbina é na maioria das vezes um sistema mais complexo do que aqueles usados nos motores a pistão.

No esquema mostrado na figura 12-54, dois cilindros, um impulsor, e uma turbina são montados na linha principal de combustível ligada ao motor.

O impulsor é movido a uma velocidade constante por um motor especial de três fases.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-54 Esquema de um sistema medidor de fluxo de combustível de um grande motor à reação.

O impulsor é montado formando um momento angular com o fluxo de combustível fazendo com que a turbina gire até que a mola reguladora calibrada provoque o equilíbrio de forças devido ao momento angular do fluxo de combustível.. A deflexão da turbina posiciona o magneto permanente no transmissor de posição a uma posição correspondente ao fluxo de combustível na linha. Esta posição da turbina é transmitida eletricamente ao indicador na cabine.



Referência Bibliográfica

BRASIL. IAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional Matérias Básicas, tradução do AC 65-9A do FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook). Edição Revisada 2002.



No Próximo Módulo

Caro aluno,

Vamos para o nosso último módulo para estudarmos giroscópios, práticas de manutenção de um sistema de sucção, sistema de piloto automático entre outros...

Continuemos com o mesmo afincó...

Uma trajetória de sucesso estará sempre pautada por empenho e determinação.

Bons estudos...



Fonte: initpage.blogspot.com

MÓDULO III

INSTRUMENTOS (parte III)

INTRODUÇÃO

Caro aluno,

Neste último módulo estudaremos, entre outros assuntos, giroscópios, práticas de manutenção de um sistema de sucção, sistema de piloto automático...

Você está convidado a seguir em frente!

Vamos lá!

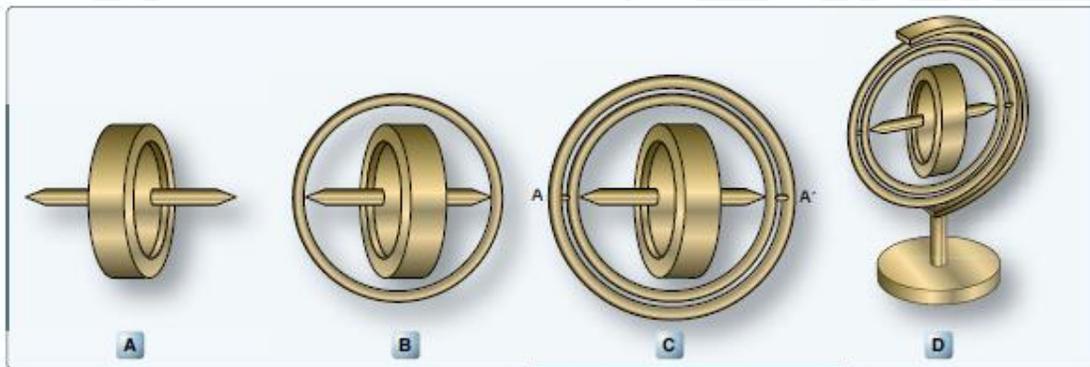
3.1 INSTRUMENTOS GIROSCÓPICOS

Três dos mais comuns instrumentos de voo: o indicador de atitude, o indicador de rumo e o indicador de inclinação e curvas (Turn and bank) são controlados por giroscópios.

Para se entender como estes instrumentos operam exige-se um conhecimento dos princípios giroscópicos dos sistemas de força dos instrumentos e os princípios operacionais de cada instrumento.

O giroscópio é uma roda, ou disco, montado para girar em alta velocidade ao redor de um eixo, sendo também livre para girar em um ou mais eixos perpendiculares em seu movimento de rotação. Um giroscópio em alta velocidade oferece resistência a qualquer força que tente mudar a direção do eixo de rotação.

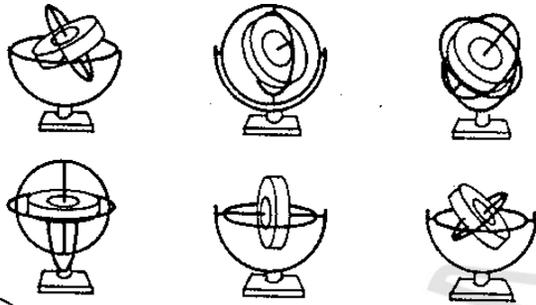
Um rotor em alta velocidade é o coração de um giro básico (“A” da figura 12-55). Um anel de suporte com rolamentos, nos quais o rotor e um eixo podem girar, são acrescentados a unidade básica (“B” da figura 12-55), e um anel exterior com rolamentos montados a noventa graus, com os rolamentos do rotor foram acrescentados (“C” da figura 12-55). O anel interno, com seu rotor e eixo, podem girar através de trezentos e sessenta graus dentro do anel exterior.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-55 Giroscópio básico.

Um giroscópio em descanso é mostrado em seis diferentes posições (figura 12-56) para demonstrar que, a não ser que o rotor esteja girando em alta velocidade, um giroscópio não possui propriedades incomuns, é simplesmente uma roda montada sobre diversos eixos.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-56 Um giro em repouso.

Quando o rotor está girando em alta velocidade, o giroscópio demonstra uma de suas duas características giroscópicas. Ele adquire um alto grau de rigidez, e seu eixo aponta sempre na mesma direção, não importando para qual direção sua base seja movida (figura 12-57).



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

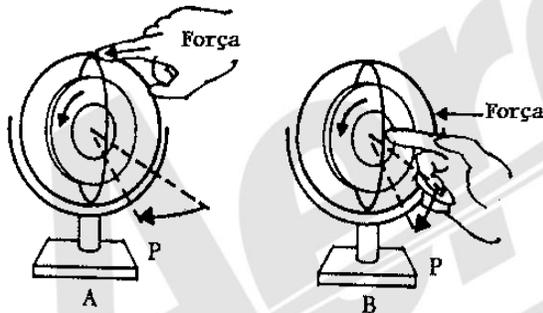
Figura 12-57 Rigidez giroscópica.

A rigidez giroscópica depende de diversos fatores de projeto:

1. Peso. Para um determinado tamanho uma massa pesada é mais resistente à atuação de forças externas que uma massa mais leve.
2. Velocidade angular. Quanto maior a velocidade da rotação, maior rigidez ou resistência a deflexão.
3. Raio no qual o peso está concentrado. O máximo efeito é obtido de uma massa quando o seu peso principal está concentrado perto da borda rodando em alta velocidade.
4. Fricção do rolamento. Qualquer fricção causa uma força de deflexão para um giro. A mínima fricção no rolamento mantém as forças de deflexão a um mínimo.

Uma segunda característica giroscópica é a precessão, que está ilustrada na figura 12-58A, pela aplicação de uma força ou uma pressão a um giro sobre o seu eixo horizontal.

A força aplicada é resistida, e o giroscópio em vez de girar sobre seu eixo horizontal pressiona sobre seu eixo vertical na direção indicada pela letra “P”. De uma maneira idêntica se aplicarmos pressão ao eixo vertical, o giro pressiona sobre seu eixo horizontal na direção mostrada pela flecha “P”, na figura 12-58 “B”.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-58 Precessão giroscópica.

Dois tipos de montagens são usados, dependendo como as propriedades giroscópicas devem ser usadas na operação de um instrumento. Um giro montado livremente ou universalmente é montado em três anéis com liberdade para girar em qualquer plano. Não obstante da posição da sua base, o giroscópio tem a tendência de permanecer rígido no espaço.

No indicador de atitude de um avião, a barra horizontal é controlada giroscopicamente para permanecer paralela ao horizonte natural e as mudanças de posição do avião em voo são mostradas ilustradamente no indicador do instrumento.

A montagem semirrígida, ou restrita do giroscópio, emprega dois anéis limitando a rotação do rotor em dois planos somente.

No indicador de curvas (turn and bank), a montagem semirrígida fornece uma pressão controlada do rotor, e a força de precessão detectada no giro pela curva do avião causa à agulha indicadora uma curva em voo.

3.2 FONTES DE FORÇA PARA OPERAÇÃO DE GIROSCÓPIO

Os instrumentos giroscópicos podem ser operados por um sistema de vácuo ou por um sistema elétrico. Em algumas aeronaves, todos os giroscópicos são acionados ou por vácuo ou eletricamente. Em outros, sistemas de vácuo (sucção) fornecem energia para os indicadores de atitude e direção, enquanto o sistema elétrico move o giroscópio para operação do ponteiro do indicador de curvas. Qualquer uma das correntes de força, a alternada ou a corrente contínua, é usada para mover os instrumentos giroscópicos.

Sistema de Vácuo

O sistema de vácuo provoca a rotação do giro succionando uma corrente de ar contra as palhetas do rotor para girá-lo em alta velocidade, como opera uma roda de água ou uma turbina.

O ar, sob pressão atmosférica passa por um filtro, move as palhetas do rotor, e é extraído da caixa do instrumento através de uma linha, para a fonte de vácuo, e daí soprado para a atmosfera. Uma bomba de vácuo ou um venturi podem ser usados para fornecer o vácuo, requerido para girar os rotores dos giro-instrumentos. O valor do vácuo necessário para operação de instrumentos está usualmente entre três e meia polegadas, e quatro e meia polegadas, de mercúrio e é usualmente ajustado por uma válvula de alívio de vácuo, localizada na linha de suprimento.

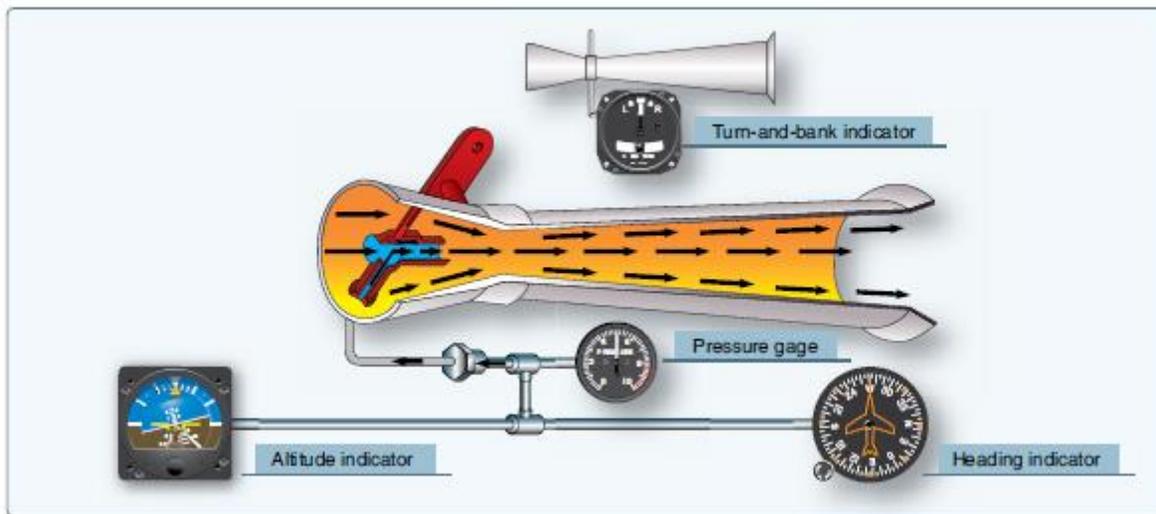
Os indicadores de curvas usados em algumas instalações exigem valor menor de sucção. Isto é obtido usando-se uma válvula reguladora adicional na linha de suprimento do instrumento em particular.

Sistema do Tubo de Venturi

As vantagens do venturi como uma fonte de sucção são o seu custo relativamente baixo e a simplicidade de instalação e operação. Um avião leve, monomotor, pode ser equipado por um venturi de duas polegadas (2 in.hg de capacidade de sucção) para operar o indicador de curva.

Com um sistema adicional de 8 polegadas, existe força disponível para mover os indicadores de atitude e direção. Um sistema de venturi é mostrado na figura 12-59. A linha que sai do giroscópio (figura 12-59) está conectada no tubo de venturi montada no exterior da fuselagem do avião. Através da velocidade aerodinâmica normal de operação, a velocidade do ar pelo venturi cria sucção suficiente para causar a rotação do giroscópio.

As limitações do sistema venturi são evidentes na ilustração da figura 12-59. O venturi é projetado para produzir o vácuo desejado a aproximadamente 100 m.p.h, sob condições padrão ao nível do mar.

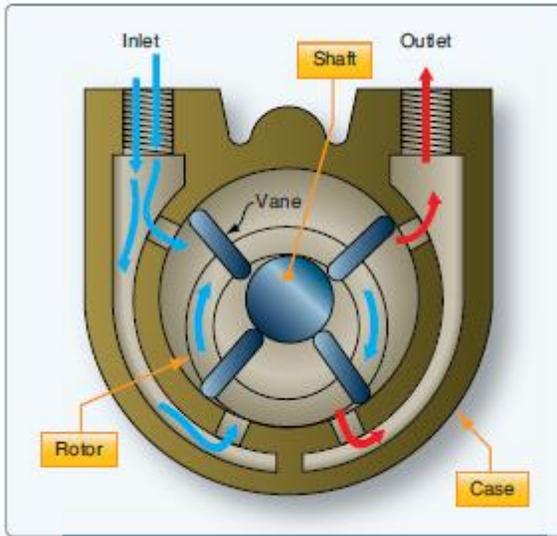


Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-59 Sistema de vácuo com venturi.

Amplas variações na velocidade ou na densidade do ar, ou restrições ao fluxo de ar pela criação de gelo no tubo de venturi afetarão a garganta do venturi e, portanto afetando o giroscópio acionado pelo vácuo ali produzido.

Como um rotor só atinge a velocidade normal de operação após a decolagem, as checagens operacionais de pré-voos dos instrumentos acionados pelo venturi, não podem ser executadas.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-60 Vista em corte de uma bomba de vácuo, do tipo palheta, girada pelo motor.

Por esta razão o sistema é adequado somente para aviões leves de treinamento por instrumentos e voos limitados sobre determinadas condições meteorológicas.

Aviões que voam a grandes variáveis de velocidade, altitude e condições meteorológicas mais adversas, exigem uma fonte mais eficiente de força independente da velocidade aerodinâmica e menos sensível a condições aerodinâmicas adversas.

Bomba de Vácuo Movida pelo Motor

A bomba de vácuo de palheta acionada pelo motor é a fonte mais comum de sucção para giros instalados em aviões leves da aviação geral.

Um tipo de bomba de palheta é montado no eixo de acessórios do motor e está conectado ao sistema de lubrificação de forma que a bomba seja resfriada e lubrificada. Outro sistema comumente usado é a bomba de sucção seca também acionada pelo motor.

A bomba opera sem lubrificação e a instalação não exige linhas para o suprimento normal de óleo do motor e não há necessidade de separador de ar com o óleo ou válvulas. De um modo geral, os sistemas de bomba lubrificada por óleo, são semelhantes.

A principal desvantagem do sistema de vácuo com bomba de sucção movida pelo motor do

avião refere-se a indicações imprecisas em voos a grandes altitudes.

Fora a manutenção de rotina dos filtros e as tubulações que não existem nos sistemas giro elétricos, a bomba de sucção movida pelo motor é uma fonte tão efetiva para os aviões leves quanto o sistema elétrico de sucção.

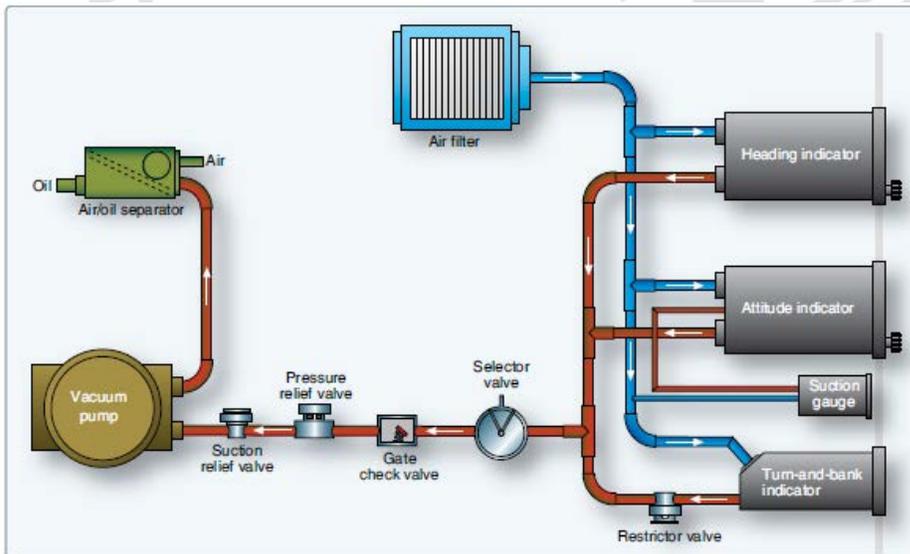
Sistema Típico de Sucção Produzida por Bomba

A figura 12-61 mostra os componentes do sistema de vácuo com uma bomba de capacidade de 10"hg, em motores com rotação acima de 1.000 rpm.

A capacidade da bomba e o seu tamanho variam em diferentes aeronaves, dependendo do número de giroscópios operados.

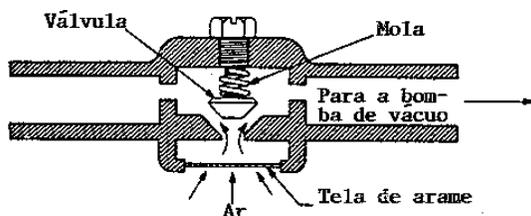
Separador de ar e óleo - O óleo e o ar da bomba de vácuo são eliminados através do separador, o ar é soprado para fora, e o óleo retorna para o interior do motor.

Válvula de alívio de sucção - Como a capacidade de sucção do sistema é maior que o necessário para operação dos instrumentos, a válvula reguladora de sucção é ajustada para a sucção desejada para acionar os instrumentos. A sucção em excesso nas linhas de instrumento é reduzida quando a válvula acionada por uma mola abre-se e coloca o instrumento em contato com a pressão atmosférica (figura 12-62).



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-61 Típico sistema de vácuo com bomba movida pelo motor da aeronave

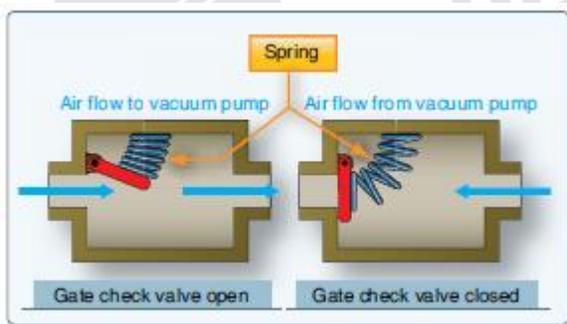


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-62 Válvula reguladora do vácuo.

Válvula de alívio de pressão - Como o fluxo reverso do ar proveniente da bomba de sucção fecharia a válvula reguladora e a válvula de alívio de pressão, a pressão resultante romperia as linhas. A válvula de alívio de pressão ventila a pressão positiva para a atmosfera exterior.

Válvula unidirecional - A válvula reguladora de uma direção única previne possíveis danos aos instrumentos pelo retrocesso do motor, que reverteria o fluxo de ar e óleo proveniente da bomba (ver figura 12-63).



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-63 Válvula unidirecional.

Válvula seletora - Em aeronaves multimotoras equipadas com bombas de sucção acionadas por ambos os motores, a bomba alternada pode ser selecionada para fornecer sucção no caso de qualquer pane do motor ou pane da bomba, com uma válvula incorporada para fechar e isolar a bomba deficiente.

Válvula restritora - Como o instrumento que indica inclinação e curva, o “turn and bank” necessita e opera com menos sucção que a requerida para outros instrumentos girocópicos, o vácuo na linha principal deve ser reduzido. Esta válvula é ou uma agulha ajustada para reduzir a sucção da linha principal por aproximadamente a metade, ou uma válvula reguladora por uma mola que mantém uma sucção constante para o indicador de curva a não ser

que a sucção na linha principal caia para um valor mínimo.

Filtro de ar - O filtro mestre de ar peneira objetos estranhos fluindo através de todos os instrumentos giroscópicos, que são também equipados com filtros individuais. Uma obstrução no filtro mestre reduz o fluxo de ar, e causa uma leitura menor no instrumento de leitura de sucção. Em aeronaves que não tem o filtro mestre instalado, cada instrumento tem seu filtro próprio. Com um sistema individual de filtro, uma obstrução não será necessariamente indicada no instrumento de sucção, no painel.

Indicador de sucção - O indicador de sucção é um instrumento que indica a diferença em polegadas de mercúrio entre a pressão dentro do sistema e a pressão atmosférica ou a pressão na cabine. A sucção desejada, e os limites mínimo e máximo, variam de acordo com o projeto do giroscópio. Se a sucção necessária para os indicadores de atitude e direção é 5" e o mínimo é 4.6", uma leitura abaixo deste último valor indica que o fluxo de ar não está mantendo os giroscópios em uma velocidade suficiente para operação confiável.

Em muitas aeronaves, o sistema é equipado com uma válvula seletora para o indicador de sucção, permitindo que o piloto verifique o vácuo em vários pontos no sistema.

Sucção

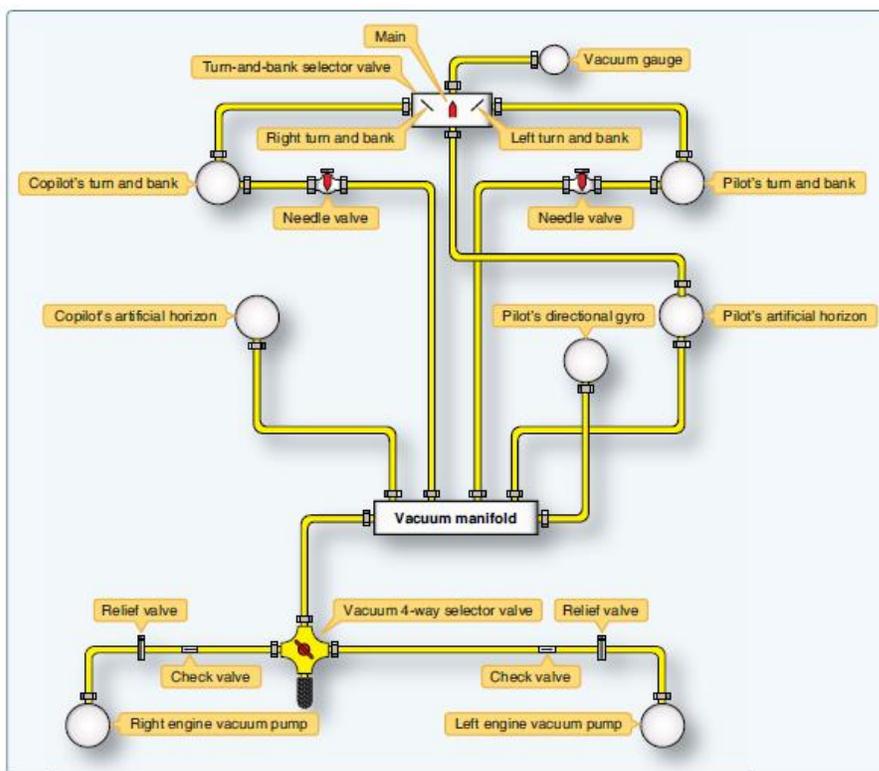
As pressões da sucção estudadas em conjunto com a operação dos sistemas de vácuo são realmente pressões negativas ou pressões menores (abaixo do nível do mar).

Por exemplo, se a pressão ao nível do mar é igual a 17.5 p.s.i. então uma polegada de mercúrio ou uma p.s.i. de sucção é igual a -1 p.s.i. de pressão negativa ou 16,5 de pressão positiva.

Da mesma forma, 3 polegadas de mercúrio são iguais a -3 p.s.i. de pressão negativa ou +14,5 de pressão positiva.

Quando a bomba de vácuo desenvolve uma sucção (pressão negativa), deve também criar uma pressão positiva.

Esta pressão (ar comprimido) é algumas vezes utilizada para operar instrumentos de pressão, câmaras degeladoras (boots) e selos infláveis.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-64 Sistema de vácuo de uma aeronave multimotora.

Operação de um Sistema Típico

O esquema de um sistema de sucção típico para um avião multimotor é mostrado na figura 12-64. Este sistema a vácuo é composto dos seguintes componentes: 2 bombas de sucção, 2 válvulas de alívio de sucção, 2 válvulas reguladoras tipo “flapper”, uma válvula restritora para cada indicador de curva, uma válvula seletora de 4 posições, um sistema de tubulações por onde flui a sucção, e uma válvula seletora do indicador de curva.

As bombas de sucção movidas pelo motor esquerdo e direito, e suas linhas componentes, são independentes e isoladas umas das outras, e atuam como 2 sistemas independentes de sucção. As linhas de sucção são instaladas desde cada bomba de sucção, são instalados através de uma válvula de alívio e de uma unidirecional para a seletora de quatro posições.

Da válvula seletora de quatro posições que permite operação do sistema de vácuo do

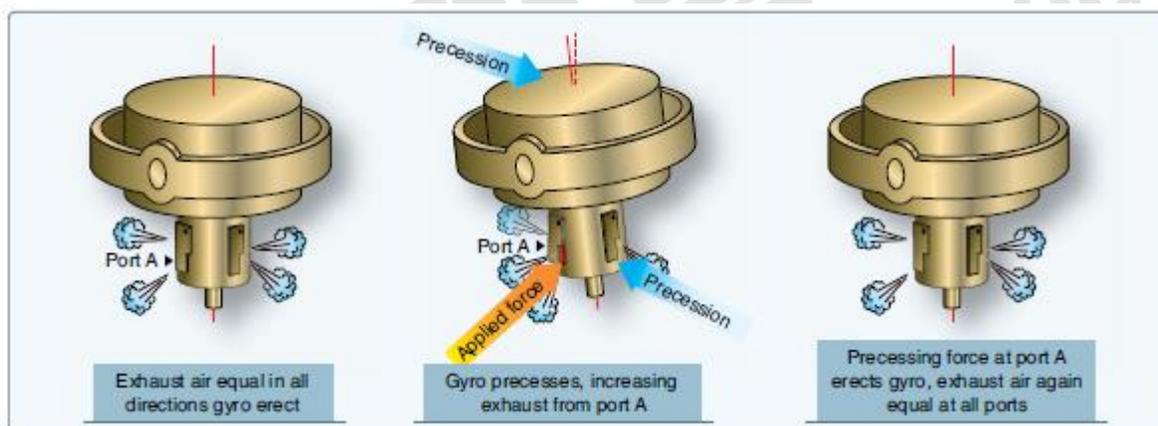
motor esquerdo ou do motor direito, as linhas são dirigidas através de tubulações que consistem em tubos flexíveis, que conectam os instrumentos operados a vácuo ao sistema. Do instrumento, as linhas são orientadas até o instrumento de sucção e passam por uma válvula seletora do indicador de curva (Turn and bank). Esta válvula tem três posições: principal, “T & B” esquerdo e “T & B” direito. Na posição principal o indicador de sucção mostra as linhas do horizonte artificial e giro direcional. Nas outras posições, o menor valor de sucção para o indicador de curva (Turn and bank) pode ser verificado.

3.4 GIROSCÓPIOS DE ATITUDE ACIONADOS POR SUCÇÃO

Em um sistema típico de giroscópios de atitude acionados por sucção, o ar é succionado através do filtro, e então através de passagens no eixo traseiro e no anel interno do giroscópio, depois é direcionado para dentro do alojamento onde é dirigido contra as palhetas do rotor através de dois orifícios em lados opostos.

O ar, então, passa através de quatro orifícios igualmente localizados e distanciados na parte inferior da caixa do rotor e é succionado pela bomba de sucção ou venturi (figura 12-65).

Na câmara contendo os orifícios é o mecanismo que faz com que o dispositivo de rotação retorne ao seu alinhamento vertical sempre que uma força de precessão, tal como uma fricção do rolamento, mude o rotor desde o seu plano horizontal. Quatro orifícios de escapamento são cobertos até a metade por uma palheta pendular, que permite a descarga de volumes de ar iguais através de cada orifício, quando o rotor está adequadamente ereto.



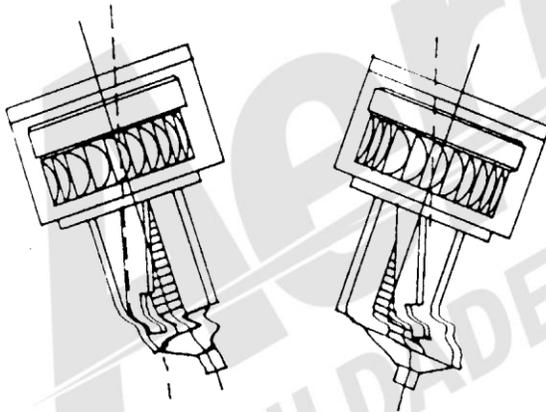
Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-65 Mecanismo de ereção de um indicador de atitude à vácuo.

Qualquer inclinação do rotor afeta o equilíbrio total das palhetas pendulares fazendo com que uma palheta feche do par do lado oposto, enquanto a palheta oposta se abre na proporção correspondente.

O aumento do volume de ar através do orifício aberto exerce uma força de precessão no alojamento do rotor, provocando a ereção do giroscópio, e a palheta pendular retorna a uma condição de equilíbrio (figura 12-66).

Os limites do indicador de atitude especificados nas instruções dos fabricantes indicam a máxima rotação dos anéis além das quais o giro entrará em colapso.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-66 Ação das palhetas pendulares

Os limites do indicador de curvas movido por um sistema típico a vácuo são de aproximadamente 100 a 110 graus, e os limites de inclinação do nariz do avião variam aproximadamente 60 a 70 graus para cima ou para baixo, dependendo de uma unidade específica. Se, por exemplo, os limites de cabragem são 60 graus com o giro normalmente ereto, o giro entrará em colapso quando o avião mergulhar em ângulos além de sessenta graus.

Quando os anéis do rotor atingem os batentes, o rotor entra em precessão abruptamente, causando excessiva fricção e desgaste no mecanismo. O rotor normalmente precessará ao plano horizontal, em uma razão de aproximadamente 8 graus por minuto.

Muitos giroscópios são equipados com um dispositivo auxiliar chamado “cage”, usado para colocar o rotor instantaneamente na sua posição de operação normal antes do voo ou após o seu colapso.

O acionamento do botão “cage” evita a rotação dos anéis dentro do giroscópio, e trava o eixo de rotação do rotor na sua posição vertical.

3.5 GIROCÓPIOS OPERADOS POR PRESSÃO

A disponibilidade de bombas de pressão, na qual nenhuma lubrificação seja necessária, faz com que os sistemas de giros operados por pressão seja possível. Em tais instalações, o ar é comprimido sob pressão através de instrumentos giroscópicos, em vez de serem sugados através do sistema.

Bombas de pressão positiva são mais eficientes que bombas a vácuo, especialmente nas grandes altitudes.

3.6 PRÁTICAS DE MANUTENÇÃO DE UM SISTEMA DE SUÇÃO

Erros nas apresentações no indicador de atitude são oriundos de qualquer fator que impeça a operação do sistema de sucção dentro dos limites projetados, ou de qualquer força que impeça a rotação normal do giroscópio na velocidade projetada.

Estes fatores podem incluir equipamentos mal balanceados, filtros obstruídos, válvulas inadequadamente ajustadas e mau funcionamento das bombas.

Tais erros podem ser minimizados pela instalação apropriada, por inspeção, e práticas de manutenção adequadas.

Outros erros, inerentes a construção dos instrumentos, são causados por fricção e partes desgastadas. Esses erros, resultando em precessão errada e falha do instrumento para manter indicações precisas, aumentam com o tempo de serviço do instrumento.

Para o mecânico, de aviação a prevenção ou correção de defeitos do sistema de sucção usualmente consistem em limpeza ou substituição dos filtros, verificando e corrigindo a insuficiência de sucção ou removendo e substituindo os instrumentos. Uma lista das falhas mais comuns, junto com seu procedimento para correção, está na figura 12-67.

CAUSA PROVÁVEL	PESQUISA	CORREÇÃO
(1) Sucção inoperante ou deficiente:		
Defeito do indicador.	Em aeronave multimotora teste o indicador com o sistema do motor oposto	Substitua o instrumento defeituoso
Válvula de alívio da sucção com ajuste incorreto	Corrija o ajuste da válvula	Faça o ajuste para adequado valor
Válvula de alívio instalada inversamente	Inspeção visualmente	Instale corretamente
Linha quebrada	Inspeção visualmente	Substitua a linha
Linhas cruzadas	Inspeção visualmente	Instale as linhas
Obstrução nas linhas de vácuo	Teste quanto a obstrução	Limpe e teste as linhas substitua
		peças com defeito
Falha da bomba de vácuo	Remova e inspecione	Troque a bomba com defeito
Válvula reguladora incorretamente	Faça o reajuste da válvula e verifique o	Ajuste para o adequado valor
Válvula de alívio da sucção, suja	Limpe e ajuste a válvula	Se não conseguir o reajuste, substitua a
(2) Sucção excessiva:		
Válvula de alívio com ajuste incorreto	-----	Ajuste a válvula de alívio para a regulagem correta
Indicador de vácuo inexato	Teste a calibração do indicador	Substitua o indicador com defeito
(3) Barra do horizonte artificial não atua corretamente:		
Instrumento travado	Inspeção visualmente	Destrave o instrumento
Filtro do instrumento sujo	Teste o filtro	Substitua ou limpe como
Insuficiência de vácuo	Teste de regulagem	Ajuste a válvula de alívio
(4) Indicador de curva e inclinação, com atuação deficiente		
Conjunto do instrumento gasto ou	-----	Substitua o instrumento
Instrumento sem suprimento de vácuo	Teste as linhas e o sistema de vácuo	Limpe ou substitua as linhas e componentes como necessário
Instrumento defeituoso	Teste o instrumento quanto ao funcionamento apropriado	Substitua o instrumento com defeito
(5) Ponteiro do indicador de curva e inclinação, com vibração:		
Instrumento com defeito	Teste o instrumento quanto ao funcionamento apropriado	Substitua o instrumento com defeito

Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-67 Pesquisa de panes do sistema de vácuo.

3.7 INDICADORES ELÉTRICOS DE ATITUDE

No passado, os giroscópios acionados por sucção levavam vantagem sobre os tipos elétricos nos aviões mais leves por causa de sua simplicidade e custo menor em comparação aos outros.

Entretanto, a importância crescente do indicador de atitude estimulou o desenvolvimento de giros acionados eletricamente, e compatíveis com os aviões mais leves.

Os melhoramentos relativos a fatores de projeto, leitura mais fácil, característica de ereção, redução de erros induzidos e limitações do instrumento são considerados nos vários tipos que estão disponíveis no mercado.

Dependendo das melhorias em um projeto, em particular, os detalhes para o mostrador do instrumento e os controles na cabine variam de diferentes formas em diferentes instrumentos.

Todos indicam, em um grau variado, as informações em cabragem para referência em atitude do avião.

O indicador típico de atitude ou giro horizonte, como às vezes é conhecido, tem um giro que procura a posição vertical e o eixo de rotação com tendência a apontar ao centro da terra.

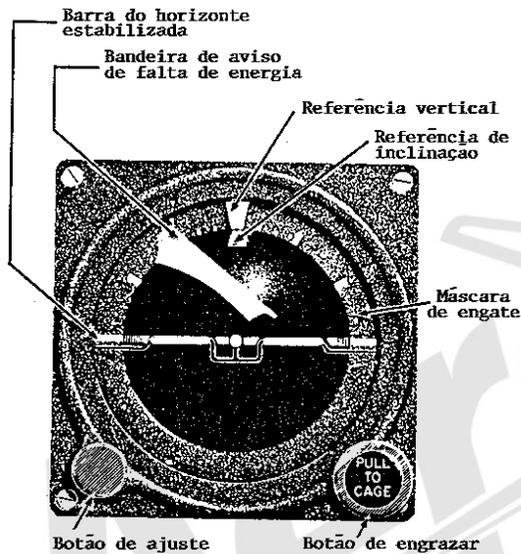
O giro está ligado a uma barra horizontal e estabiliza uma esfera onde encontram-se marcas de atitude.

A esfera, a barra horizontal e um ponteiro de referência, movem-se com mudanças na atitude da aeronave.

Leituras combinadas nestas indicações do instrumento fornecem uma apresentação contínua e ilustrada da posição do avião, inclinação e cabragem em relação a superfície da terra.

Um motor giroscópico é movido por corrente alternada, de 115 volts e 400 ciclos. O giro com uma rotação de 21.000 rpm é mantido por um eixo e anéis de montagem (ginbals), ligado ao eixo do rotor. Esta é a barra do horizonte, que se move para cima e para baixo em um arco de aproximadamente 27 graus de movimento. A esfera fornece um pano de fundo para a barra do horizonte, e tem as palavras subir e descer (climb, dive) e um olho pintado sobre a esfera. Subir e descer representa cerca de 60 graus de cabragem.

Ligado ao eixo do mecanismo de cabragem está o indicador de curva que é livre para movimentar-se em 360 graus.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-68 Indicador Giro-horizonte.

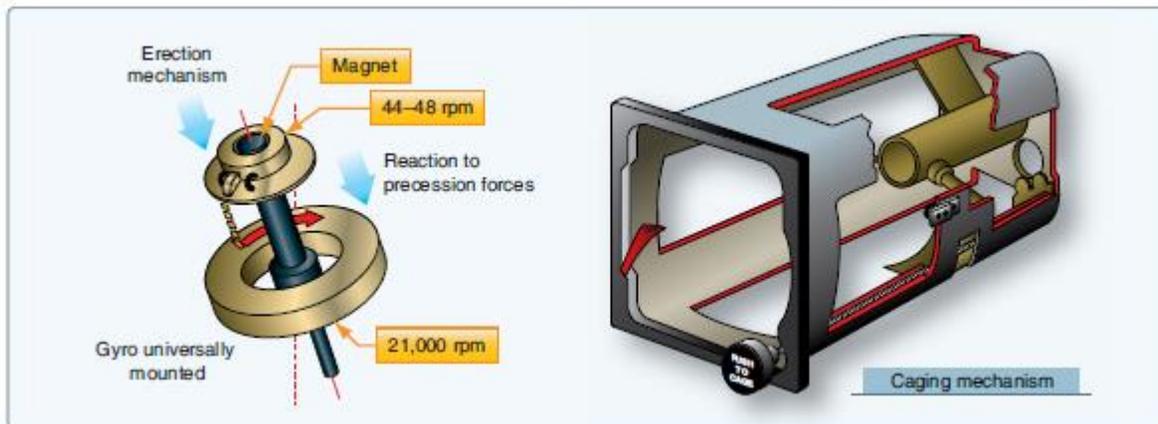
A face do mostrador do indicador de atitude tem marcas de 0, 10, 20, 30, 40 e 60 graus de inclinação e são usadas com um ponteiro indicador de curva, para indicar os ângulos de inclinação para a esquerda ou para a direita. A face de um tipo de giro-horizonte é mostrada na figura 12-68.

A função do mecanismo de ereção é manter o eixo do giroscópio verticalmente à superfície da terra.

Um ímã ligado ao topo do eixo do giroscópio gira a aproximadamente 21.000 rpm. Em volta deste ímã, mas não afixado, há uma luva que gira por tração magnética a aproximadamente 44 até 48 rpm. Conforme ilustra a figura 12-69, as esferas de aço estão livres para mover-se ao redor da luva.

Se o efeito da força de gravidade não estiver alinhado com o eixo do giro, as esferas de aço cairão para o lado mais baixo. A precessão resultante realinha o eixo de rotação verticalmente.

O giro pode ser calibrado manualmente por um mecanismo que provoca a rápida ereção. Quando o instrumento não está obtendo força suficiente para a operação normal, uma bandeira (“OFF”) de instrumento inoperante, aparece na parte superior direita do instrumento.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-69 Mecanismo da ereção e de engrazamento de um indicador de atitude, elétrico.

Compasso Magnético (Bússola)

O compasso magnético (bússola) é um instrumento simples que opera no princípio da atração magnética.

Se uma barra imantada é montada em um eixo para que esteja livre para girar num plano horizontal, sempre assumirá uma posição com uma de suas extremidades apontando para o polo norte magnético da terra. Esta extremidade do ímã é chamada de extremidade norte.

O compasso magnético consiste de uma caixa cheia de líquido, contendo um elemento que flutua, no qual uma ou mais barras magnéticas, chamadas agulhas, estão presas. O líquido dentro da caixa amortece as oscilações do elemento flutuador e diminui a fricção do eixo.

Um diafragma e um respiro permitem a expansão e contração do líquido, enquanto a altitude ou a temperatura muda.

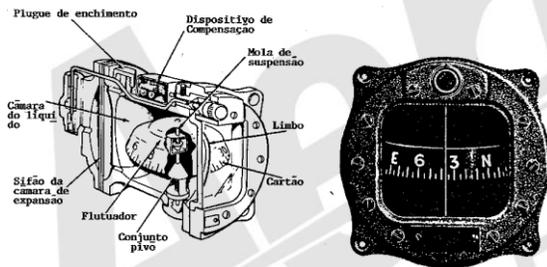
Se mais do que um ímã é usado num compasso, eles são montados em paralelo, como duas varas apontando para a mesma direção. O elemento nos quais os ímãs estão montados, está construído de tal forma, que os ímãs estão livres para se alinhar com a direção geral norte e sul magnética da terra.

Um cartão no compasso usualmente graduado em incrementos de 5 graus é ligado ao elemento flutuador. Uma marca fixa de referência chamada limbo é ligada a caixa do compasso.

A linha limbo e as graduações do cartão são visíveis através de uma janela de vidro. A

proa magnética do avião em voo é obtida verificando-se a graduação na qual a linha limbo se encontra. As duas vistas de um compasso magnético na figura 12-70, mostram a face e os componentes internos de um compasso magnético.

Um dispositivo de compensação contendo pequenos ímãs permanentes é incorporado no compasso para corrigir desvios, que resultam das influências magnéticas da estrutura do avião e seu sistema elétrico. Dois parafusos na frente do instrumento são usados para movimentar os ímãs, e desta forma contrabalançar as influências magnéticas locais que estão agindo nos ímãs principais do compasso. Os dois parafusos são indicados N-S e E-W.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-70 Compasso magnético (Bússola).

A variação magnética é a diferença angular em graus entre o polo norte geográfico, e o polo norte magnético. Esta variação é causada pelo campo magnético da terra que está constantemente mudando.

Como esta variação é diferente, dependendo da localização geográfica, o seu efeito no compasso não pode ser removido por qualquer tipo de compensação.

Esta variação é chamada de variação oeste, quando o campo magnético da terra desvia a agulha do compasso para a esquerda da direção do polo norte geográfico, e se chama declinação leste, quando a agulha é desviada para a direita do polo norte geográfico.

A agulha do compasso não é afetada somente pelo campo magnético da terra, mas também pelos campos magnéticos criados quando o equipamento elétrico da aeronave é operado, e por componentes metálicos na estrutura.

Esses distúrbios magnéticos dentro do avião chamados desvios, defletem a agulha do compasso do alinhamento com o norte magnético.

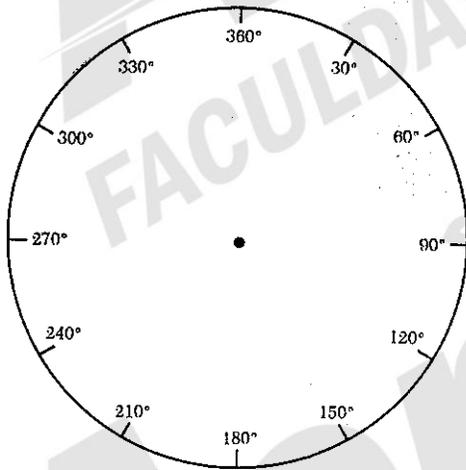
Para reduzir este desvio, cada compasso em um avião é checado e compensado periodicamente, ajustando-se os ímãs do sentido N-S e do E-W.

Os erros remanescentes, após os ajustes do compasso, são registrados num cartão de correção do compasso, montado próximo ao instrumento.

A calibração de um compasso pode ser realizada em voo ou no solo. A calibração de um compasso feita no solo é usualmente feita com a aeronave sobre uma "rosa dos ventos". Uma rosa dos ventos (figura 12-71) é um símbolo pintado ou marcado sobre uma superfície plana no aeroporto, e graduado em graus.

As direções na rosa dos ventos são direções magnéticas, embora o norte verdadeiro seja indicado em alguma rosa dos ventos. O procedimento de compensação de um compasso depende do tipo da aeronave. A necessidade de calibração, e as suspeitas de mal funcionamento do compasso, são geralmente registrados no livro de bordo, ou efetuados em períodos programados no calendário.

A maioria das oficinas realizam checagens no compasso, a qualquer tempo que haja substituição, modificação ou colocação de equipamento ou equipamentos que possam causar desvio no compasso.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-71 Rosa dos ventos típica.

Um exemplo de compensação de um compasso é descrito nos parágrafos seguintes. Estes procedimentos são gerais, e não tem aplicação específica:

1. O compensador deve ser colocado em uma posição que não tenha efeito nos ímãs principais do compasso;

2. O avião é colocado diretamente na direção sul magnética da rosa dos ventos. A cauda da aeronave deverá ser elevada, no caso de avião convencional, para a posição de voo nivelado;

3. Note-se a leitura do compasso, e registra-se esta leitura. O desvio é a diferença algébrica entre o rumo magnético e a leitura do compasso;

Exemplo: na proa sul (180 graus), a leitura é 175,5 graus. Isso deverá ser registrado como um desvio de + 4,5 graus (180 graus -175,5 graus = 4,5 graus). Se a leitura do compasso é muito baixa, o desvio é maior. Se a leitura é muito alta, o desvio é menor.

4. Alinha-se aeronave numa proa norte magnética. Registra-se a leitura do compasso computando o desvio.

Exemplo: na proa norte (000 grau) o compasso indica 006,5 graus. Como este desvio é 6,5 graus muito alto, é registrado como um sinal de menos (-6,5°).

5. O coeficiente de desvio norte/sul é determinado subtraindo-se algebricamente o desvio sul do desvio norte, e dividindo-se o saldo por 2:

$$\text{coeficiente} = \frac{(-6,5^\circ) - (4,5^\circ)}{2} = \frac{-11^\circ}{2} = -5,5^\circ$$

O coeficiente de desvio norte-sul, que é a média do desvio nos dois rumos é de -5,5°. O compensador é ajustado neste valor e a leitura do rumo norte agora será 001 grau. Este ajuste também corrige o desvio sul pelo mesmo valor, de forma que numa proa sul, o compasso agora indicará 181 graus.

6. Alinha-se a aeronave numa proa oeste magnética (270 graus) sobre a rosa dos ventos. Registra-se a leitura do compasso, calculando o desvio.

Suponha-se que o compasso indique 276 graus, um desvio de -6 graus.

7. Alinha-se o avião numa linha leste magnética (090 graus de proa). Registra-se a leitura do compasso, calculando o desvio. Suponha-se que a leitura do compasso seja exatamente 90° na proa leste magnética um desvio 0°;

8. Calcula-se o coeficiente de desvio Leste-Oeste;

$$\text{coeficiente} = \frac{0^\circ - (-6^\circ)}{2} = \frac{+6^\circ}{2} = +3^\circ$$

9. Enquanto a aeronave estiver na proa leste ajusta-se o compensador Leste-Oeste para adicionar 3° a leitura do compasso;

10. Esta leitura, então, torna-se 93° na proa leste e 273° no rumo oeste;

11. Deixando a aeronave no rumo leste magnético, calcula-se o coeficiente de desvio total. Este coeficiente é igual à soma algébrica dos desvios do compasso por todos os quatro pontos cardeais (norte, leste, sul e oeste) dividido por 4.

Se o coeficiente for maior que 1 grau, a compensação adicional é comumente realizada. A compensação não é feita com o dispositivo de compensação magnética. Isto é conseguido alinhando-se novamente o compasso de forma que ele seja montado numa posição paralela ao eixo longitudinal da aeronave;

12. Após a compensação inicial ser completada, a aeronave será compensada novamente nos rumos de 30, 60, 120, 150, 210, 240, 300 e 330 graus. As leituras do compasso para cada rumo são registradas num cartão de correção do compasso. Este cartão é então montado tão próximo quanto possível do instrumento, para a leitura de referência. Um exemplo de um cartão de correção de um compasso é mostrado na figura 12-72.

O procedimento descrito é básico para compensação. Circuitos adicionais ao redor da rosa dos ventos devem ser feitos com os motores, os equipamentos elétricos e rádio operando, para verificar a exatidão das compensações básicas.

BÚSSOLA

DATA:

	PARA	SIGA
N	000°	000°
	030°	033°
	060°	060°
E	090°	095°
	120°	120°
	150°	149°
S	180°	175°
	210°	205°
	240°	334°
W	270°	265°
	300°	294°
	330°	328°

Calibrada por:

Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-72 Cartão de correção da bússola.

Macacos, guinchos, elevadores, ou quaisquer dispositivos necessários para movimentar e alinhar a aeronave nos vários rumos de uma rosa dos ventos, deveriam ser preferivelmente construídos de material não magnético.

Quando isto se tornar impossível, os dispositivos podem ser checados quanto a seus efeitos no compasso, movimentando-os ao redor da aeronave num círculo, na mesma distância que os separaria do compasso quando eles estiverem sendo usados.

O equipamento que causar uma mudança nas leituras do compasso de mais de 1 quarto de grau, não deverá ser usado. Adicionalmente, caminhões de combustível e tratores de reboque, ou outros aviões contendo metais magnéticos, não deverão estar estacionados numa distância da rosa dos ventos, que possa afetar o compasso do avião sendo calibrado. O compasso magnético é um instrumento simples que não necessita de um recurso de uma fonte de energia.

Um mínimo de manutenção é necessário, mas o instrumento é delicado e deve ser cuidadosamente manuseado durante a inspeção. Os itens seguintes são usualmente incluídos em uma inspeção:

1. O indicador compasso deve ser checado para leituras corretas nos vários pontos cardeais, e novamente compensado, se necessário;
2. As partes móveis de um compasso devem mover-se facilmente;
3. O conjunto do compasso deve ser corretamente instalado num dispositivo antivibração, e não deve tocar qualquer parte de metal do avião;
4. O estojo do compasso deve estar sempre cheio com fluido. Este fluido não deve conter quaisquer bolhas e nem descoloração;
5. A escala deve ser legível e ter uma boa iluminação.

3.8 SISTEMA DE PILOTO AUTOMÁTICO

O sistema de piloto automático é um sistema de controle automático, que mantém a aeronave voando em qualquer rumo magnético previamente selecionado, e faz com que o avião retorne àquele rumo quando for deslocado. O piloto automático também mantém o avião estabilizado sobre os eixos horizontal e lateral.

A finalidade de um sistema de piloto automático é primariamente reduzir o trabalho,

o esforço e fadiga no controle do avião, durante voos muito longos.

Para realizar isto, o sistema de piloto automático realiza diversas funções. Ele permite ao piloto manobrar o avião com o mínimo de operações manuais.

Enquanto sob o controle automático, o avião pode subir, descer e mergulhar, além de fazer curvas com pequenos movimentos de botões no controlador do piloto automático.

Os sistemas de piloto automático fornecem controles para 1, 2 ou 3 eixos dos aviões, conforme o tipo do sistema.

Alguns sistemas de piloto automático controlam somente os ailerons (um eixo), outros controlam os ailerons e profundores ou lemes (dois eixos). O sistema de piloto automático de três eixos controla ailerons, profundores e leme de direção.

Todos os sistemas de piloto automático contêm os mesmos componentes básicos:

1. Giros, para sentir o que o avião está fazendo;
2. Servos, para movimentar as superfícies de controle;
3. Amplificador, para aumentar a força dos sinais de giro numa amplitude suficiente para operar os servos.

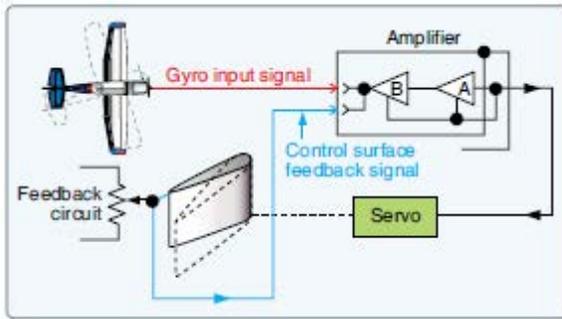
Um controlador também é necessário para permitir o controle manual do avião através do sistema.

Princípio de Operação

O sistema de piloto automático voa o avião, utilizando sinais elétricos gerados em unidades sensíveis a informações giroscópicas.

Essas unidades estão conectadas a instrumentos de voo que indicam direção, razão de inclinação, curvas, ou posição do nariz. Se a atitude do voo ou rumo magnético é alterado, sinais elétricos são gerados nos giros. Estes sinais são usados para controlar a operação das unidades servo, que convertem energia elétrica em movimento mecânico.

O servo é conectado à superfície de controle, que converte os sinais elétricos em força mecânica que move a superfície de controle em resposta ao sinal de correção ou comandos do piloto. Um sistema básico de piloto automático é mostrado na figura 12-73.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-73 Sistema básico de piloto automático.

A maioria dos pilotos automáticos modernos podem ser descritos em termos dos seus três maiores canais:

1. O leme de direção;
2. O aileron;
3. Os canais dos profundores.

O canal do leme de direção recebe dois sinais que determinam quando e o quanto o leme de direção deverá mover-se.

O primeiro sinal é o sinal de direção, um sinal de curso, originado em um sistema de compasso.

Enquanto o avião permanece no rumo magnético em que estava, quando o piloto automático foi ligado, nenhum sinal aparecerá.

Entretanto, qualquer desvio do rumo faz com que o sistema compasso envie um sinal para um canal do leme de direção. Este sinal é proporcional ao desvio angular do avião, do rumo pré estabelecido.

O segundo sinal recebido do canal de leme de direção é o sinal de razão. É o canal que fornece informação sempre que o avião está cursando sobre o eixo vertical. Esta informação é fornecida pelo “turn - and - bank”, que indica a razão de curva.

Quando o avião tenta sair do curso o giro de razão cria um sinal proporcional à razão de curva, e o giro de direção, giro direcional, desenvolve um giro proporcional a amplitude do desvio.

Os dois sinais são emitidos para o canal do leme de direção do amplificador, onde são combinados e têm sua potência aumentada. O sinal amplificado é então enviado ao servo do leme.

O servo gira o leme de direção para fazer com que o avião retorne ao curso magnético selecionado anteriormente. Assim que a superfície do leme de direção se move, um sinal de acompanhamento (follow up) é criado e se opõe ao sinal original. Quando os dois sinais são iguais em magnitude o servo para de mover-se.

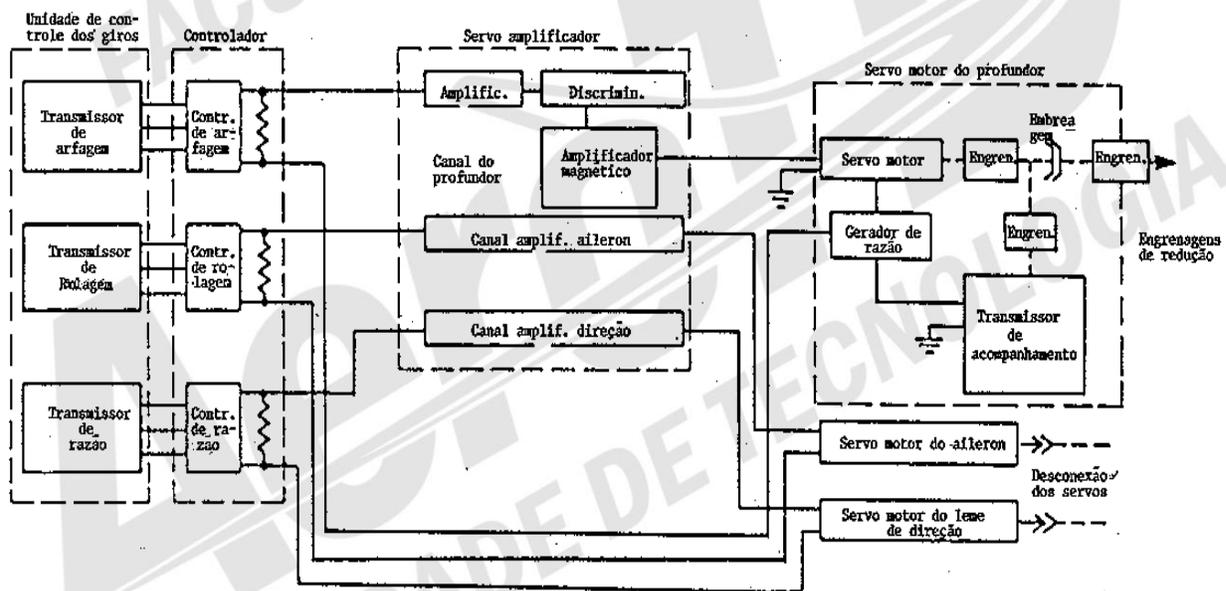
Assim que o avião estiver de volta ao curso desejado, o sinal de curso atingirá um valor zero, e o leme de direção voltará à posição neutra pelo sinal de acompanhamento (follow up).

O canal do aileron recebe seu sinal de informação de um transmissor localizado no indicador de giro horizonte.

Qualquer movimento do avião sobre seu eixo longitudinal causará a unidade sensível de giro, que desenvolva um sinal para corrigir aquele movimento.

Este sinal é amplificado, examinado e enviado ao servo dos ailerons, que move a superfície de comando dos ailerons para corrigir o erro. Assim que a superfície dos ailerons se move, um sinal de acompanhamento ocorre em oposição ao primeiro sinal de desvio.

Quando os dois sinais se equivalem em magnitude, o servo para de mover-se.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-74 Diagrama em bloco do piloto automático.

Assim que os ailerons são movidos fora de sua posição neutra, e enfrentam a posição do vento relativo, a aeronave voltará para sua posição de voo nivelado, com o sinal de informação tornando-se menor, e o sinal de acompanhamento dirigindo as superfícies de comando do aileron de volta para a posição neutra

Quando o avião retornar ao nível de voo e atitude nivelada, o sinal de informação voltará a ter um valor zero. Ao mesmo tempo, as superfícies de comando dos ailerons estarão com posição neutra e o sinal de acompanhamento será zero.

Os circuitos que compõe o canal dos profundores funcionam de modo similar aos circuitos do canal do aileron com a exceção de que o canal dos profundores detecta mudanças na atitude do avião em voo, isto é, a posição do nariz do avião em relação ao horizonte.

O circuito de todos os três canais pode ser observado em detalhes no desenho da figura 12-74.

O sistema do piloto automático, que foi descrito acima, foi usado para mostrar a função de um piloto automático simples. A maioria dos pilotos automáticos são, contudo, muito mais sofisticados. Entretanto, muitas operações fundamentais são similares.

Os sistemas de piloto automático são capazes de efetuar uma variedade muito grande de tarefas em navegação, para o controle automático em voo.

3.9 COMPONENTES BÁSICOS DE UM PILOTO AUTOMÁTICO

Os componentes de um sistema típico de piloto automático, estão ilustrados na figura 12-75. A maioria dos sistemas consiste de 4 tipos básicos de unidades, vários interruptores e unidades auxiliares.

Os 4 tipos de unidades básicas são:

1. Os elementos de comando;
2. Os elementos sensíveis;
3. Os elementos computadores;
4. Os elementos de atuação.

A unidade de comando (Controlador de Voo) é manualmente operada para gerar sinais que farão com que o avião suba, desça, ou execute curvas coordenadas.

Sinais de comando adicional podem ser enviados ao sistema de piloto automático pelo equipamento de navegação da aeronave. O piloto automático é ligado ou desligado eletricamente ou mecanicamente, dependendo do projeto do sistema.

Quando o sistema de piloto automático está ligado, a operação manual dos vários botões de controle (figura 12-76) manobra o avião.

Operando-se o botão singular vertical (pitch trim), podemos fazer o avião subir ou descer.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-76 Típico controlador de piloto automático.

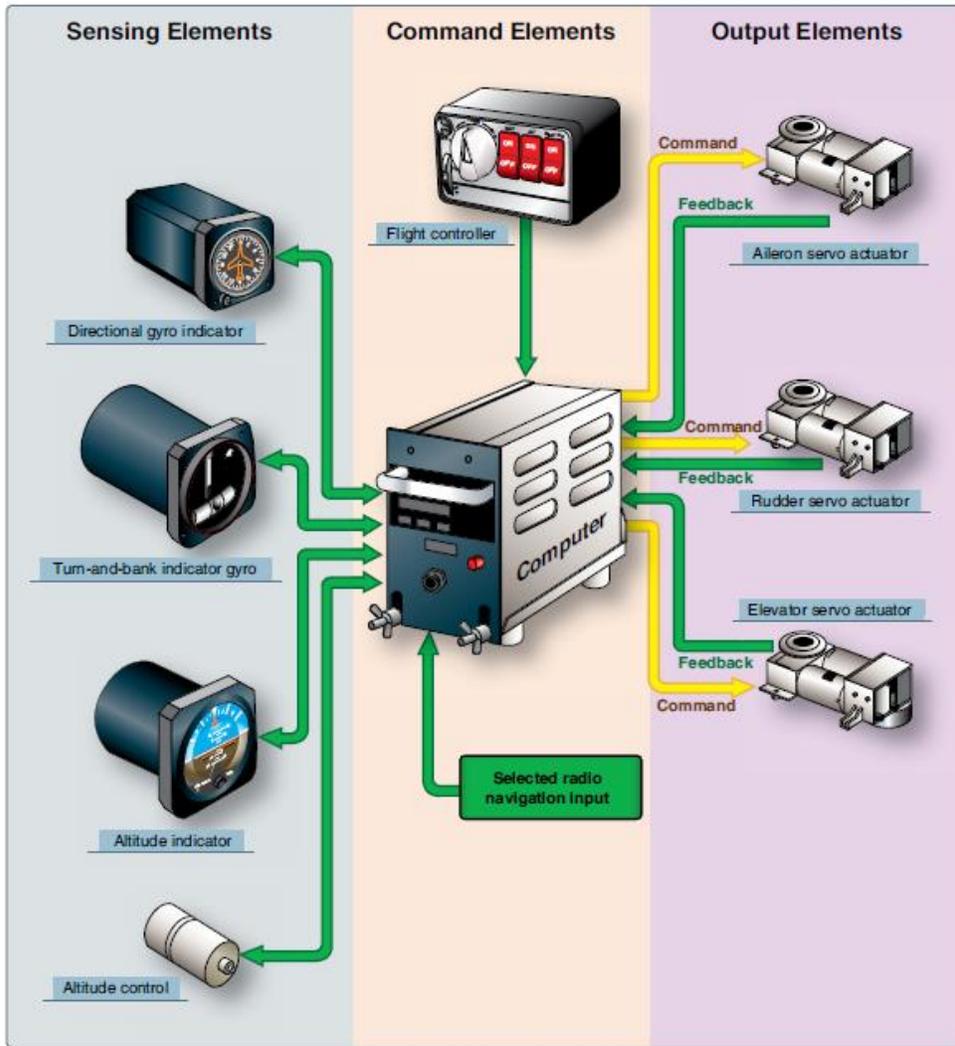
Acionando-se o botão de curva, o avião poderá ser comandado a girar em qualquer direção.

O interruptor de ligar (engage) é usado para ligar ou desligar o piloto automático.

Além disso, a maioria dos sistemas tem um botão de desconexão do piloto automático no manche.

Este botão, operado por pressão dos dedos do piloto, pode ser usado para desconectar o sistema do piloto automático em caso de ocorrência de um mal funcionamento do sistema, ou emergência.

Um tipo de sistema de piloto automático tem uma chave de controle liga-desliga, que manualmente engraza o mecanismo de fricção do servo motor na embreagem dos cabos. A maneira de desconectar eletricamente a fricção é fornecida através de um botão de desconexão, localizado nos manches.



Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 12-75 Componentes de um sistema típico de piloto automático.

Elementos Sensíveis

O giro-direcional, giro “turn - and - bank”, giro atitude e controle de altitude são os elementos sensíveis.

Essas unidades sentem os movimentos do avião, e automaticamente geram sinais para manter estes movimentos sob controle.

Computador ou Amplificador

O elemento computador consiste de um amplificador ou pequeno computador de bordo.

O amplificador recebe as informações, determina que ação os sinais estão requerendo, e amplifica os sinais recebidos dos elementos sensíveis. Passa esses sinais para o leme de direção, ailerons, servos dos profundores para movimentar as superfícies de comando para as posições exigidas.

Elementos de Atuação

Os elementos de atuação de um sistema de piloto automático são os servos que acionam as superfícies de comando. A maioria dos servos, em uso atualmente, são motores elétricos ou motores eletropneumáticos.

Um avião pode ter de um até três servos para operar os controles primários de voo. Um servo opera os ailerons, um segundo servo opera o leme de direção, e o terceiro opera os profundores.

Cada servo aciona sua superfície de controle associada para obedecer as instruções do canal do piloto automático, no qual o servo está conectado. Dois tipos de servos operados por motor elétrico estão em uso geral. Em um tipo, o motor é conectado ao eixo de atuação do servo, através das engrenagens de redução. O motor é acionado, para, e reverte a sua direção em resposta aos comandos dos giros ou controlador (controller).

Um outro tipo de servo elétrico usa um motor constantemente em rotação, ligado a um eixo de comando através de duas embreagens magnéticas.

As embreagens são dispostas de forma que uma embreagem, quando for energizada possa transmitir potência para girar o eixo em uma direção. Energizando-se a outra embreagem, esta gira o eixo na direção oposta.

Os servos eletropneumáticos são controlados por sinais elétricos do amplificador do piloto automático, e acionados por um recurso apropriado de pressão de ar. Este recurso pode ser uma bomba do sistema de sucção ou ar sangrado da turbina.

Cada servo consiste de uma válvula eletro/magnética montada em um sistema de conexão para transmitir as informações geradas no sistema.

3.10 SISTEMA DIRETOR DE VOO

Um sistema diretor de voo é um sistema eletrônico que consiste de componentes eletrônicos que computarão (calcularão) e indicarão a atitude da aeronave necessária para ser mantida em uma condição de voo pré determinada.

Indicadores de comando no instrumento, indicam a quantidade e qual direção a atitude do avião deve ser movida para se obter o resultado desejado.

As indicações de comando calculadas dispensam o operador de muitos dos cálculos mentais exigidos nos voos por instrumentos, tais como: ângulos de interceptação, correção de deriva e quantidade e razão de subida e descida.

Um sistema diretor de voo tem vários componentes. Os componentes principais são: o giroscópio, o computador e o instrumento de apresentação na cabine.

O giro detecta desvios de uma atitude pré selecionada do avião. Qualquer força aplicada contra o giroscópio é eletricamente transmitida para o computador, que por sua vez envia um sinal ao indicador de voo, informando ao operador o que deve ser feito com os controles. Ao usar um sistema diretor de voo, o operador está, em outras palavras, atuando como um servo, seguindo ordens dadas pelos indicadores de comando.

Os computadores usados nos vários tipos de sistemas diretores de voo são basicamente os mesmos. Entretanto, o número e tipos de funções disponíveis vão variar entre os sistemas, em função das missões de um avião em particular, do limitado espaço disponível para instalação no avião, e o custo excessivo de funções que não são absolutamente necessárias.

As apresentações no painel de instrumentos, e os métodos de operação variam consideravelmente entre os sistemas. Indicações de comando podem ser apresentadas por diversos símbolos diferentes, tais como: indicadores tipo uma barra com diferentes tipos de movimentos, um símbolo representando o perfil de um avião, ou duas barras que se cruzam, ou ainda uma barra em forma de V (v-bar).

Muitos sistemas de diretor de voo são equipados com uma função para “manter altitude”, que permite a seleção de uma desejada altitude. O diretor de voo calcula o ângulo necessário para manter esta altitude desejada.

Um diretor de voo simplifica grandemente os problemas de navegação aérea. A seleção da função “VOR” eletronicamente conecta o computador do diretor de voo ao receptor “VOR”.

O diretor de voo dirige a atitude necessária para interceptar e manter este rumo selecionado. Os sistemas de diretor de voo são projetados para oferecer a maior assistência durante a fase de aproximação do voo por instrumentos. Sinais do “ILS” localizador e rampa, são transmitidos e levados através de receptores a bordo para o computador, e são apresentados como indicações de comando na função de manter altitude, voo nivelado, e mantido durante as fases de espera e curvas do procedimento.

Uma vez que tenhamos interceptado o localizador do “ILS”, os sinais de comando do diretor de voo são mantidos centralizados, ou em uma condição zero. A compensação para o desvio causado pelo vento é automática. A interceptação do sinal da rampa do “ILS” causará uma indicação para baixo no indicador de atitude. Qualquer desvio da inclinação, conveniente para manter a rampa do “ILS”, causará uma indicação para cima ou para baixo do símbolo indicador de informações no diretor de voo.

Quando o botão de “manter altitude” está sendo pressionado, ele desligará automaticamente quando a rampa do “ILS” for interceptada. Um sistema diretor de voo não somente indica a situação presente mas também prevê as consequências futuras desta situação. Por exemplo: uma mudança momentânea em atitude é detectada pelo computador, e o movimento do símbolo de comando é criado para corrigir esta condição possivelmente antes que um erro de altitude possa ocorrer. Portanto, maior precisão é obtida com menos esforço manual, por parte do piloto do avião.

3.11 MANUTENÇÃO DO SISTEMA DE PILOTO AUTOMÁTICO

As informações contidas neste capítulo não se aplicam a qualquer sistema de piloto automático, em particular, mas dão uma informação geral do que ocorre em todos os sistemas de piloto automático.

A manutenção de um sistema de piloto automático consiste de inspeção visual, substituição das partes componentes, limpeza, lubrificação, e uma verificação operacional do sistema.

Com o piloto automático desligado, os controles de voo deverão funcionar suavemente. A resistência oferecida pelos servos do piloto automático não deverá afetar os comandos do avião. O mecanismo de interconexão entre o sistema de piloto automático e o sistema de controle de voo,

deve estar corretamente alinhado e em operação suave.

Quando necessário, os cabos de operação das superfícies de comando deverão ser verificados quanto a tensão.

Uma verificação operacional é importante para assegurar-se que cada circuito do piloto automático está funcionando adequadamente.

Uma verificação operacional do piloto automático deve ser realizada em novas instalações, após a substituição de um componente do sistema, ou sempre que um mal funcionamento do piloto automático seja suspeito.

Após ligar as chaves mestres (master) do avião, é permitido que os giros tenham tempo suficiente para adquirir rotação necessária para a operação normal, e que o amplificador se aqueça adequadamente antes de ligar o piloto automático. Alguns sistemas são protegidos com dispositivos que previnem a ligação prematura do sistema automático.

Enquanto se mantém a coluna de controle na posição normal de voo, o sistema, usando o botão de controle do piloto automático é ligado. Após a ligação do sistema, executa-se as checagens de verificação, especificadas para o avião em particular.

Em geral, as verificações consistem de:

1. Girar o botão de curva para a esquerda. O pedal de comando do leme esquerdo deverá mover-se para frente, e o manche na coluna de controle deverá mover-se para a esquerda, e a coluna de controle deverá mover-se levemente para trás;

2. Girar o botão de comando de curva para a direita. O pedal direito que comanda o leme deverá mover-se para a frente, e o manche da coluna de controle move-se para a direita. A coluna de controle deverá mover-se levemente para trás. Retornar o botão de curva para a posição central. Os controles deverão voltar para a posição de voo nivelado;

3. Girar o botão de controle de “pitch” (comando de nariz). A coluna de controle deverá mover-se para a frente;

4. Girar o botão de controle de “pitch” para trás. A coluna de controle deverá mover-se para trás.

Durante essa checagem de mudança de atitude da aeronave (cabrar/picar) a roda estabilizadora deverá mover-se enquanto a coluna move-se para frente. Mover-se-á para trás acompanhando o movimento da coluna para trás. Muitos sistemas têm uma operação automática e

uma operação manual.

A ação descrita acima ocorrerá somente no modo automático. Verifica-se se é possível sobrepujar manualmente ou sobrecomandar a força exercida pelo sistema de piloto automático. Em todas as posições de controle, todos os comandos deverão estar centralizados quando as verificações operacionais tiverem sido completadas.

Desliga-se o sistema de piloto automático, e verifica-se se todas as superfícies de comando estão livres movendo-se as colunas de controle com os seus respectivos manches, e os pedais do leme de direção. Então, religa-se o sistema, verificando o circuito que livra e desconecta todo o sistema em caso de emergência. O sistema de piloto automático deve desligar-se sempre que o botão de desengate for ativado. Quando se realiza manutenção e verificações operacionais num específico sistema de piloto automático, os procedimentos recomendados pelo fabricante do avião ou do equipamento são seguidos.

3.12 SISTEMA ANUNCIADOR

Os instrumentos são instalados para dois propósitos, um é para mostrar as condições vigentes, outro para notificar as condições insatisfatórias. Mostradores coloridos são utilizados, usualmente lâmpadas verdes para condições satisfatórias, amarelas para condições de alerta ou para condições limites de operação e lâmpadas vermelhas para condições insatisfatórias.

À medida que os aviões tornaram-se mais complexos com muitos sistemas para serem controlados, a necessidade de um sistema controlado de alerta tornou-se evidente. As necessidades para coordenar o motor e os controles de voo evidenciaram essa necessidade. O que evoluiu, foi um sistema mestre de alerta ou anunciador (figura 12-77). Certas falhas de sistemas são imediatamente indicadas num painel anunciador, no painel principal de instrumentos.

Uma luz mestre de alerta (master caution) e uma luz indicando a falha do sistema começam a piscar.

SISTEMA	NÚMERO A.T.A.	INDICAÇÃO
Combustível da aeronave	2800	Baixa pressão de combustível
Combustível do motor	7300	Baixa pressão de combustível
Elétrico	2400	Inversor inoperante
Gerador	2400	Gerador inoperante
Gerador	2400	Gerador de suprimento
Partida	8000	Motor de partida engrezado
Óleo do motor	7900	Baixa pressão de óleo
Trem de pouso	3200	Baixa pressão dos freios
Trem de pouso	3200	Não trava em baixo
Trem de pouso	3200	Antiderrapante inoperante
Ar condicionado	2100	Alta pressão da cabide
Ar condicionado	2100	Baixa pressão da cabide
Controles de voo	2700	Flape de mergulho estendido
Estabilizador	5500	Não seleciona para decolagem
Escapamento do motor	7800	Baixa pressão no reverso
Unidade de força auxiliar	4900	Porta de escap. do APU não abre
Portas	5200	Porta da cabide destravada
Portas	5200	Porta de carga destravada
Navegação	3400	Computador de ajuste Mach inop.
Elétrico	2400	Ligação das barras (BUS TIE) aberta
Piloto automático	2200	Piloto automático desligado
Hidráulico	2900	Baixa pressão hidráulica
Aviso de fogo	2600	Superaquecimento do compart. traseiro

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-77 Sistema anunciador de alarme.

A luz master do painel anunciador poderá ser desligada sendo pressionada, mas a luz indicadora permanecerá acesa até que a falha seja corrigida, ou o equipamento em pane seja desligado.

Uma vez “resetada”, a luz mestre de alerta está pronta para avisar de uma falha

subsequente, mesmo antes da correção daquela falha inicial. Com uma pressão para testar o funcionamento da luz, é possível checar-se todos os circuitos deste sistema. Os modelos mais modernos de jatos executivos têm os dispositivos sensíveis divididos em grupos, de acordo com o seu método de operação. O grupo mais rápido responde ao calor e usa material bimetálico calibrado a determinadas temperaturas. O segundo grupo responde a mudanças de pressão e utiliza uma câmara flexível que se move quando pressurizada. O terceiro grupo consiste de chaves mecanicamente operadas e/ou contatos em um relê.

Um sistema indicador pode incluir qualquer uma ou todas as indicações, ou outras quando necessário.

3.13 SISTEMA DE ALERTA AUDITIVO

Aviões com trem de pouso retrátil usam um sistema de alerta auditivo, para alertar a tripulação de uma condição insegura.

ESTÁGIO DA OPERAÇÃO	SISTEMA DE AVISO	SINAL DE AVISO	CAUSA DA ATIVAÇÃO DO SINAL	AÇÃO CORRETIVA
Pouso	Trem de pouso ATA 3.200	Buzina contínua	Trem de pouso não travou "em baixo" quando os flapes estão fora da posição "em cima" e as manetes retardadas para a marcha lenta.	Recolha os flapes e avance as manetes.
Em voo	Aviso de Mach ATA 3400	"Clacker"	Nº Mach ou velocidade equivalente fora dos limites	Reduza a velocidade da aeronave
Decolagem	Controle de voo ATA 2700. Força aux. ATA 4900	Buzina intermitente	As manetes estão avançadas e existe uma das seguintes condições: 1- Freios aerodinâmicos não estão recolhidos 2- Flapes fora da posição de decolagem 3- Porta do escapamento da força auxiliar, aberta.	Corrija a aeronave para as condições adequadas à decolagem.
Em voo	Pressurização ATA 2100	Buzina intermitente.	Se a pressão da cabine torna-se igual à atmosférica numa específica altitude (altitude no momento da ocorrência).	Corrija a condição.

Qualquer estágio	Aviso de fogo ATA 2600	Campainha contínua	Alguma condição de superaquecimento ou fogo em algum motor ou no alojamento das rodas principais ou do nariz. Motor auxiliar (APU) ou algum compartimento com instalação de aviso de fogo. Também quando o sistema de aviso de fogo e testado.	1- Reduza o aquecimento da área onde o sistema de aviso de fogo foi ativado. 2- O sistema pode ser silenciado empurrando-se o interruptor de corte da campainha de aviso de fogo ou de corte do APU.
Qualquer estágio	Comunicações ATA 2300	Toque muito alto	Em qualquer tempo que o botão de chamada do comandante é pressionado para um painel de força do comissário(a) da parte dianteira ou traseira da cabine.	Solte o botão ou se ele permanecer travado puxe-o para fora.
Qualquer estágio	Comunicações sistema Secal ATA 2300	Tonalidade de chamada muito baixa ou simplesmente baixa	Sempre que um sinal tenha sido recebido por um sistema de comunicação HF ou VHF e decodificado pelo sistema "Secal"	Pressione o botão rearmar, no painel de controle do sistema "Secal"

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 12-78 Sistema de alarme auditivo.

NOTA: O sistema "Secal" é o "Selective Calling System": Cada aeronave recebe uma combinação de quatro tons de áudio com a finalidade de identificação. Uma estação terrestre possui a chave do código, sempre que for desejado um contato com determinada aeronave. O sinal será decodificado pelo sistema "Secal" a bordo e a tripulação alertada pelo sistema de aviso.

Uma buzina soará se as manetes estiverem retardadas e o trem de pouso não estiver numa condição embaixo e travada (figura 12-78). Os sistemas de alerta auditivo são os mais variados em complexidade, desde o mais simples descrito acima, até um sistema necessário para a operação segura dos mais complexos aviões de transporte. Um avião típico de transporte tem um sistema de alerta auditivo que alertará o piloto com sinais sonoros para:

- Uma condição de decolagem anormal, condição de pouso, condição de pressurização, excesso de velocidade Mach, fogo no motor ou nas gondolas do alojamento do trem, chamadas no rádio para a tripulação, e chamadas do sistema "Secal" (pouso). Mostrados na figura 12-78 estão alguns dos problemas que produzem sinais de alerta no sistema auditivo de alerta. Por exemplo: uma buzina constante soando durante a operação de pouso indicaria que o trem de pouso não está baixado e travado, quando a posição do flape já é embaixo e o acelerador está todo atrasado. A ação corretiva seria recolher os flapes e avançar o acelerador.



Referência Bibliográfica

BRASIL. IAC – Instituto de Aviação Civil. Divisão de Instrução Profissional Matérias Básicas, tradução do AC 65-9A do FAA (Airframe & Powerplant Mechanics-General Handbook). Edição Revisada 2002.



Encerrando a Disciplina

Caro aluno,

Ao encerrarmos nossa disciplina queremos deixar nosso incentivo para que prossiga seus estudos, aprofundando seus conhecimentos.

Uma vida profissional de sucesso passa sempre pela busca de novos conhecimentos e um constante aperfeiçoamento.

Sucesso!