

# AeroTD

ESCOLA DE AVIAÇÃO CIVIL

**Instrumentos**

*Prof. Evandro Carlos Ferreira*



<b>CNPJ</b>	72.443.914/0001-38
<b>Mantenedora</b>	AERO TD ESCOLA DE AVIAÇÃO CIVIL LTDA - ME
<b>Instituição</b>	AERO TD Escola de Aviação Civil
<b>Esfera Administrativa</b>	Privada
<b>Endereço (Rua, Nº.)</b>	Rua Madalena Barbi nº 46.
<b>Cidade UF CEP</b>	Bairro: Centro - Florianópolis SC. CEP: 88.015-200
<b>Telefone Fax</b>	(48) 32235191
<b>Eixo Tecnológico:</b>	Infraestrutura
<b>Curso:</b>	Profissionalizante em Manutenção de Aeronaves - Habilitação Aviônicos
<b>Carga Horária Total:</b>	1040 horas

ES

## Sumário

Apresentação da disciplina.....	4
Módulo I .....	6 – 64
Módulo II .....	65 – 118
Módulo III .....	120 – 204
Módulo IV .....	205 - 269

## Apresentação da Disciplina

*Caro Aluno,*

*Veremos nesta disciplina a importância de mantermos sempre operacionais e confiáveis os instrumentos de uma aeronave, visto que a correta operação dos mesmos é fundamental para a segurança operacional.*

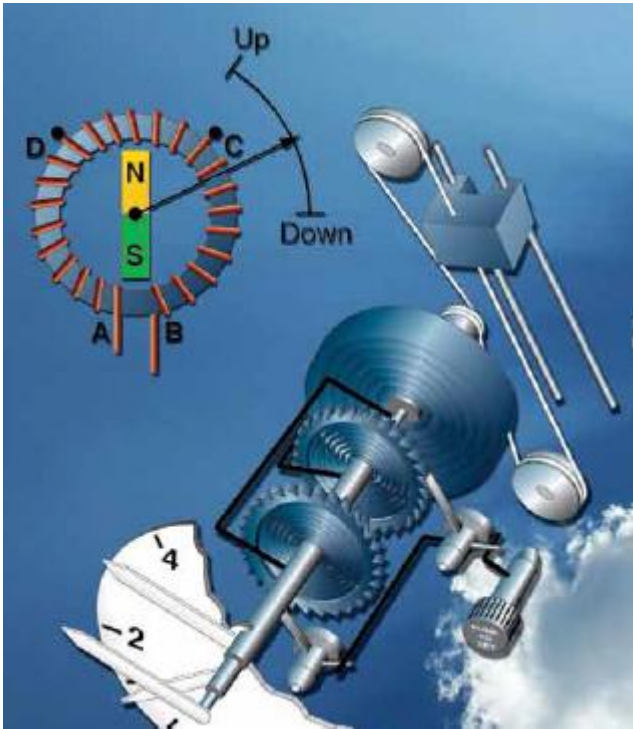
*Aprenderemos aqui sua classificação, formas de instalação e os procedimentos de manutenção.*

*Espero sinceramente poder ajudá-lo nesta empreitada e, em caso de dúvida, fique à vontade para consultar-me.*

*Fraternalmente,*

*Prof. Evandro Ferreira*





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

## MÓDULO I

### GENERALIDADES SOBRE INSTRUMENTOS

#### INTRODUÇÃO

Caro aluno,

No decorrer deste módulo, estudaremos a classificação dos instrumentos, identificando se os mesmos são de voo, navegação, motor ou diversos. Também veremos características de construção e algumas práticas de manutenção.

Vamos lá!

Sabendo que a limitação dos órgãos dos sentidos humanos em perceber com precisão as múltiplas e variadas condições, tanto do meio físico como em lidar com os complicados mecanismos que equipam um avião moderno, tornou-se indispensável que tal deficiência fosse suprida por algo que medisse e indicasse com precisão certas grandezas físicas.

Daí o aparecimento de determinados instrumentos que, instalados a bordo dos aviões, não só garantem uma indicação precisa, mas por meio de utilização criteriosa, asseguram maior segurança do avião e economia de seus numerosos equipamentos, proporcionando ainda a realização de voos mesmo em condições atmosféricas adversas. Assim sendo, torna-se óbvio que há necessidade de se dedicar um cuidado especial aos instrumentos, pois, em virtude de sua natureza delicada, eles só poderão desempenhar de modo eficiente o papel que lhes compete, quando respeitados todos os requisitos técnicos de mantê-los em ótimas condições de funcionamento, acompanhados de uma interpretação correta de suas indicações.

Para que um especialista em manutenção de instrumentos possa exercer eficientemente sua missão, ele deverá possuir conhecimentos especializados e habilidade profissional. Os conhecimentos técnicos necessários são: regras de segurança, uso adequado de ferramentas, leitura correta dos aparelhos de medição, teoria do princípio de funcionamento de cada instrumento, etc.

Esta matéria, "INSTRUMENTOS", fornecerá os conhecimentos acima citados.

## **1.1 CLASSIFICAÇÃO DOS INSTRUMENTOS**

Os instrumentos foram agrupados, por analogia de função ou pelo sistema a que pertencem, conforme se segue.

### **A - Instrumentos de Voo**

Os instrumentos de voo fornecem ao piloto as indicações necessárias para o controle do avião durante o voo, fornecem, portanto **a atitude da aeronave** de forma que saibamos que ela se encontra parada, em movimento, subindo, descendo, inclinada, etc.

Este grupo é constituído dos seguintes instrumentos:

- Velocímetro (Air Speed Indicator - ASI);
- Altímetro (Altimeter);

- Indicador de razão de subida e descida (Vertical SpeedIndicator - VSI);
- Indicador de atitude (AttitudeIndicator);
- Indicador de curva e derrapagem (TurnandSlipIndicator/Rate-of-ClimbIndicator);
- Acelerômetro (Accelerometer);
- Machímetro (Mach NumberIndicator/Machmeter).

## **B - Instrumentos de Navegação**

Os instrumentos de navegação fornecem as informações e os recursos para navegação e orientação durante o voo e compreendem os seguintes instrumentos:

- Indicador de curso (Horizontal SituationIndicator - HSI);
- Indicador radiomagnético (Radio MagneticIndicator - RMI);
- Giro direcional (DirectionalGyro);
- Bússola magnética (MagneticCompass);
- Sistema pictorial de navegação (Pictorial Navigation System - PN).

## **C - Instrumentos do Motor**

Os instrumentos do motor fornecem diretamente indicações em termos de temperatura, rotação, pressão, etc., das condições de funcionamento do mesmo.

Os instrumentos do motor são:

- Indicador de temperatura (TemperatureIndicator);
- Indicador de torque (Torque Indicator);
- Indicador de temperatura do óleo (OilTemperatureIndicator);
- Indicador de pressão de óleo (OilPressureIndicator);
- Indicador de rotação (TachometerIndicator).

## **D - Instrumentos Diversos**

O grupo de indicadores diversos consta dos instrumentos, cuja função no avião é avulsa, não pertencendo a nenhum dos principais sistemas que englobam as operações fundamentais de voo, navegação e desempenho do motor.

Estes instrumentos são:

- Voltamperímetro;

- Relógio;
- Medidor de fadiga;
- Indicador de temperatura do ar externo;
- Indicador de quantidade de combustível;
- Indicador de fluxo de combustível;
- Indicador de posição de flape;
- Indicador de ângulo de ataque.

**Nota:**

Só foram relacionados nesta classificação os instrumentos que fazem parte deste manual. Além disso, a classificação apresentada é a melhor, no sentido didático, já que os instrumentos podem ser classificados segundo vários e diferentes critérios.

## **1.2 CARACTERÍSTICAS DE CONSTRUÇÃO DOS INSTRUMENTOS**

Na construção dos instrumentos de bordo modernos são levados em consideração os requisitos gerais descritos a seguir.

### **a. Temperatura**

Os instrumentos devem funcionar satisfatoriamente, dentro de uma variação de temperatura de  $-35^{\circ}\text{C}$  a  $+60^{\circ}\text{C}$ , sendo que a temperatura **normal considerada é de  $15^{\circ}\text{C}$** .

### **b. Vibração**

Os instrumentos devem funcionar satisfatoriamente, sob vibração. Como a vibração pode ser, às vezes, excessiva, todos os instrumentos são montados em painéis à prova de choque, que lhes diminuem a vibração. Deve ser notado que os métodos normais de amortecimento, ora em uso, não eliminaram totalmente a vibração, a qual entra nas cogitações dos fabricantes.

As atuais especificações estipulam um funcionamento satisfatório e preciso, mesmo quando o instrumento está num plano de  $45^{\circ}$  com a horizontal e sujeito a vibrações de não



menos de 0,003 da polegada a não mais de 0,005 da polegada de amplitude e frequência de 600 a 2200 oscilações por minuto.

### c. Vedação

Todos os instrumentos devem ser vedados. **Há dois modos de vedação.**

Os mais rústicos que funcionam por diferença de pressão, são vedados **à prova de água.** Essa espécie de vedação impede que a poeira e a umidade penetrem na caixa de instrumentos e são facilmente reconhecidos pela presença de um pequeno orifício na parte de baixo da caixa.

Os indicadores **de pressão absoluta**, bem como os instrumentos giroscópicos requerem vedação especial **à prova de ar.** É muito importante que a vedação apropriada seja conservada no instrumento depois de sua instalação no avião, a fim de assegurar indicações precisas e evitar-se a corrosão do mecanismo.

### d. Posição

Os mecanismos da maioria dos instrumentos devem ser equilibrados e ficar de maneira que suas indicações não sejam afetadas pelas variações de inclinação de até 180°, para ambos os lados.

### e. Amortecimento

Apesar da força centrífuga, da aceleração e da super tensão, os instrumentos devem operar corretamente ou quase corretamente. Quando se tornar necessário, devem usar fixadores apropriados, restrições ou qualquer outro artifício de amortecimento.

### f. Escala

Todos os instrumentos possuem uma escala apropriada à quantidade que se deve medir. Esta escala é normalmente calibrada com **uma margem de 50% a 100%** sobre os limites normais de utilização do instrumento.

## **g. Marcações**

As marcações de limites de operação, operação ideal, etc. são apresentadas em faixas coloridas pintadas na forma de arco ou com decalque nos vidros dos instrumentos ou, em alguns casos, diretamente no mostrador.

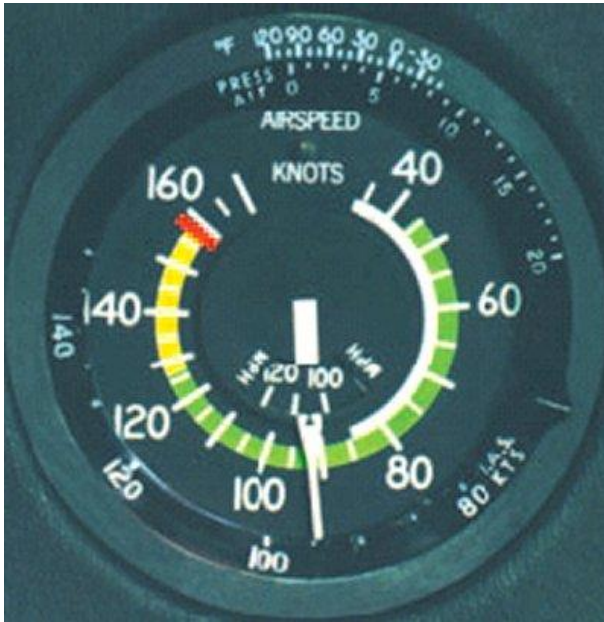
Quando as marcações são externas, isto é, nos vidros, é possível modificá-las caso haja alteração em alguns dos limites.

No caso de marcas no mostrador, somente o fabricante ou a oficina autorizada poderá fazê-las.

Esta pintura é uma composição tratada a radium, que torna possível a leitura no escuro, sem auxílio de iluminação artificial. Essa composição é altamente venenosa e sua aplicação ou retoques só poderão ser feitos por pessoal autorizado.

**As faixas coloridas podem ser: vermelha, verde, amarela, azul e branca.**

- Arco vermelho - operação proibida;
- Arco verde - operação normal;
- Arco amarelo - operação indesejável pode existir perigo (usado em emergência);
- Arco azul - operação em regime econômico;
- Arco branco - operação normal com alguma característica especial (exemplo: no velocímetro a faixa de operação com o flape atuado);
- As linhas curtas radiais (azuis) são usadas para indicar uma condição específica (exemplos: no velocímetro a melhor razão de subida monomotor ou o limite de operação econômica com a mistura de combustível na situação empobrecida, porém de segurança, sem prejuízo na sustentação do avião);
- As linhas curtas radiais (vermelhas) são usadas para indicar os limites mínimos e máximos de funcionamento.



*Fonte: [www.aerospaceweb.org](http://www.aerospaceweb.org)*

Figura 1.1

#### **h. Tamanho**

Tanto quanto possível, as dimensões das caixas de instrumentos são de dois tamanhos padronizados nos aviões modernos. A maioria das caixas é de  $2 \frac{3}{4}$  da polegada e de  $1 \frac{7}{8}$  da polegada.

## **i. Peso**

Em face do número muito grande de instrumentos, usados nos modernos aviões e o aproveitamento do espaço nos painéis, foram reduzidos o peso e o tamanho dos instrumentos.

## **j. Caixa**

**A maioria das caixas de instrumentos de avião é moldada numa composição fenólica.** Há tipos de instrumentos que possuem caixas construídas em duas peças, sendo uma a do corpo principal e a outra do anel fixador da cobertura e parafusos, para fixação do anel ao corpo da caixa.

## **k. Iluminação**

Existem vários tipos de iluminação para os instrumentos:

- Lâmpadas elétricas situadas no painel e cobertas com um segundo painel protetor de reflexão;
- Lâmpadas elétricas instaladas em anéis refletores acondicionados nos próprios mostradores dos instrumentos;
- Lâmpadas elétricas individuais convenientemente situadas na parte inferior do próprio instrumento;
- Lâmpadas elétricas de luz ultravioleta, cheias de Argônio. Neste caso, os mostradores dos instrumentos de bordo são pintados com uma substância sensível ao raio ultravioleta. As lâmpadas são instaladas nas proximidades do painel e suas intensidades são controladas por um reostato.

## **l. Outras Características:**

Os instrumentos de bordo devem possuir ainda as seguintes características:

- Precisão;
- Segurança;
- Durabilidade;
- Leveza;
- Fácil instalação;



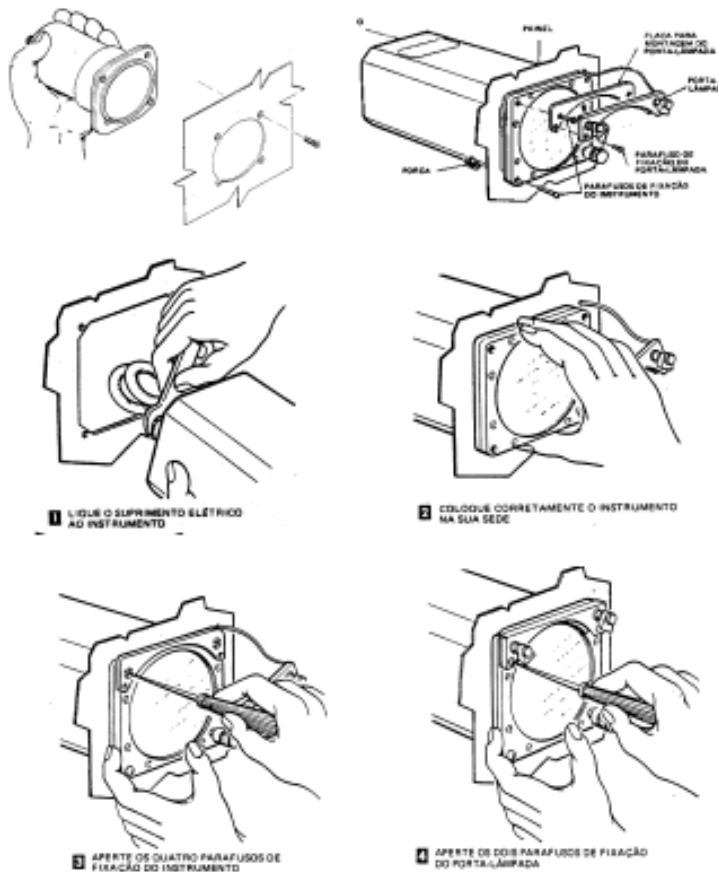
- Mínimo de manutenção;
- Leitura simples.

### 1.3 REMOÇÃO E INSTALAÇÃO DOS INSTRUMENTOS

#### A.- Instrumentos com Flange

Para estes instrumentos, seguem-se os procedimentos seguintes das figuras 1-2.

1. Desligam-se os conectores elétricos e as tubulações flexíveis;
2. Retiram-se os parafusos de fixação (em número de 3 ou 4, conforme o caso);
3. Remove-se o instrumento.



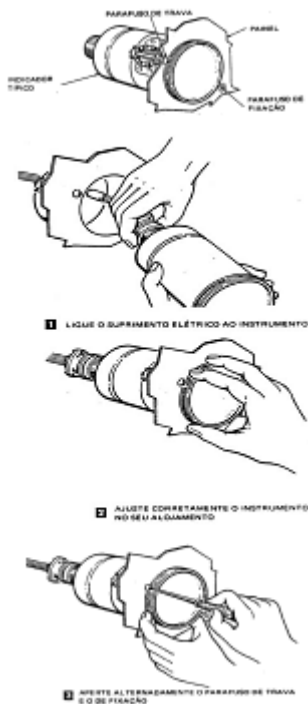
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-2 Instalação de instrumentos com flange

## B - Instrumentos com Braçadeira

Para estes instrumentos, seguem-se os procedimentos da figura 1-3.

1. Afrouxa-se o parafuso de travamento da braçadeira situado, normalmente, no lado direito do instrumento;
2. Com uma das mãos, retira-se o instrumento pela frente e com a outra, solta-se o conector na traseira do mesmo.



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

Figura 1-3 Instalação dos instrumentos montados com braçadeira

### 1.4 CUIDADOS COM OS INSTRUMENTOS

As exigências surgidas a respeito de segurança e a utilidade dos voos são os resultados das características alcançadas pelo avião moderno, cuja performance, alta velocidade, grande capacidade de carga e grande raio de ação, fizeram dele um valioso veículo para fins militares e transportes comerciais.

A construção de instrumentos de aviação obedece aos seguintes requisitos: precisão, segurança, simplicidade, durabilidade, leveza, capacidade de funcionamento em

temperaturas extremas, leituras fáceis, resistência à corrosão, bom amortecimento, insensibilidade à aceleração, possibilidade de indicação além dos limites dentro dos quais vai trabalhar, ser de fácil instalação e requerer o mínimo de manutenção.

Daí então a necessidade de um estudo simples que venha trazer não só aos pilotos como aos técnicos de manutenção noções sobre a finalidade, princípio de funcionamento, utilização, manutenção, reparação, inspeção dos instrumentos mais comuns.

Para se manter o nível de segurança e precisão do instrumento de bordo, o mais alto possível, deve-se executar periodicamente certos exames e inspeções.

A explanação que se segue é de natureza geral, tendo sido redigida para fins de instrução prática. Os trabalhos de inspeção, conservação, reparação e armazenagem, devem obedecer às prescrições traçadas pelo fabricante do instrumento, contidas nos respectivos manuais.

Os reparos só podem ser executados por oficinas e pessoal especializado.

Os reparos podem ser: os retoques da pintura luminosa dos mostradores e ponteiros, substituições de peças, reajustamento do mecanismo do instrumento, lubrificações especiais de certas partes, etc.

Os trabalhos de reparação exigem técnicos habilitados, ferramentas apropriadas, tornos, equipamentos de equilíbregens e calibragem, etc.

Os instrumentos de natureza particularmente delicados são lacrados quando saem da fábrica, não sendo absolutamente permitido inutilizar este selo durante os trabalhos de manutenção, tampouco, abrir as caixas de proteção.

## 1.5 INSPEÇÕES

### Inspeção Diária

Compreende os cuidados que devem ter os mecânicos, com os instrumentos, antes de dar partida nos motores.

As recomendações que se seguem são aplicáveis a todos os instrumentos.

- Verificar todos os ponteiros para erro excessivo no zero, **exceto termômetros e instrumentos que funcionam por pressão absoluta**, os quais devem propiciar modificações de acordo com as condições de pressão e temperatura ambiente;
- Verificar todos os instrumentos quanto à vidros soltos ou rachados;

- Verificar todos os botões de travamento e ajustagem, quanto à liberdade de movimento e funcionamento correto;
- As prescrições especiais sobre inspeção aplicáveis a determinados instrumentos bem como à conduta a ser seguida, serão explanadas quando se estudar individualmente os instrumentos.

### **Inspeção antes do Voo**

Compreende as precauções a serem tomadas pelos mecânicos, todas as vezes que os motores são postos em funcionamento.

As prescrições que se seguem são de ordem geral e aplicáveis a todos os instrumentos.

- Verificar todos os ponteiros quanto a oscilação excessiva;
- Verificar se as leituras do indicador de RPM estão de acordo com as exigências contidas no manual de operação.

### **Inspeção Periódica**

Quando o avião completa certo número de horas de voo, é feita uma inspeção por uma equipe de especialistas. Esta inspeção é especificada pelo Programa de Manutenção (PM) do avião.

A parte da inspeção relativa aos instrumentos é feita por um especialista de instrumentos.

As prescrições gerais que se seguem são aplicáveis a todos os instrumentos.

- Verificar todos os instrumentos e suas unidades, quanto à segurança de montagem;
- Verificar todas as tubulações e conexões, quanto às fugas;
- Verificar todos os ponteiros e marcações do mostrador, quanto à descoloração das marcas luminosas;
- Verificar se as marcas para os limites de utilização estão na posição exata e bem visíveis;
- Verificar todas as ligações elétricas, quanto ao bom contato e segurança na fixação;
- Verificar os amortecedores, quanto à segurança da fixação e tensão conveniente.

### **Substituição de Instrumentos**

Os instrumentos só devem ser substituídos por outros em boas condições e da mesma espécie, pelas seguintes razões:

- Impossibilidade de indicar;



- Indicação duvidosa;
- Defeito da caixa ou vedação defeituosa;
- Ponteiro solto;
- Cobertura de vidro, solta ou rachada;
- Orelha de fixação no painel, quebrada ou rachada;
- Mecanismo de trava ou ajustagem defeituoso;
- Bornes ou niples de conexão defeituosos;
- Marcas luminosas escuras ou descoloridas;
- Defeito no mecanismo interno, conhecido ou suspeito.

Quando retirar ou colocar instrumentos no avião, tomar as seguintes precauções:

- A maioria dos instrumentos de bordo sofre desgastes, mas é recuperável. Portanto, deve o instrumento, que estiver em mau estado, ser retirado e remetido às oficinas especializadas e outro, em bom estado, ser colocado em seu lugar;
- Os instrumentos danificam-se facilmente, por conseguinte devem ser tratados com o máximo cuidado;
- Sempre que possível, substitua o instrumento por outro do mesmo tipo e da mesma marca de fabricação;
- Em alguns casos pode-se substituí-lo por outro da mesma espécie, mas de fabricação diferente;
- Nunca troque a localização de um instrumento ou uma de suas unidades de funcionamento sem a competente autorização;
- Nunca deforme ou marque um instrumento;
- Quando examinar ou testar um instrumento, nunca o sujeite a pressões excessivas ou anormais. Use valores abaixo da gama de funcionamento;
- Em algumas instalações torna-se necessário retirar outros instrumentos para se ter acesso ao que está com defeito.

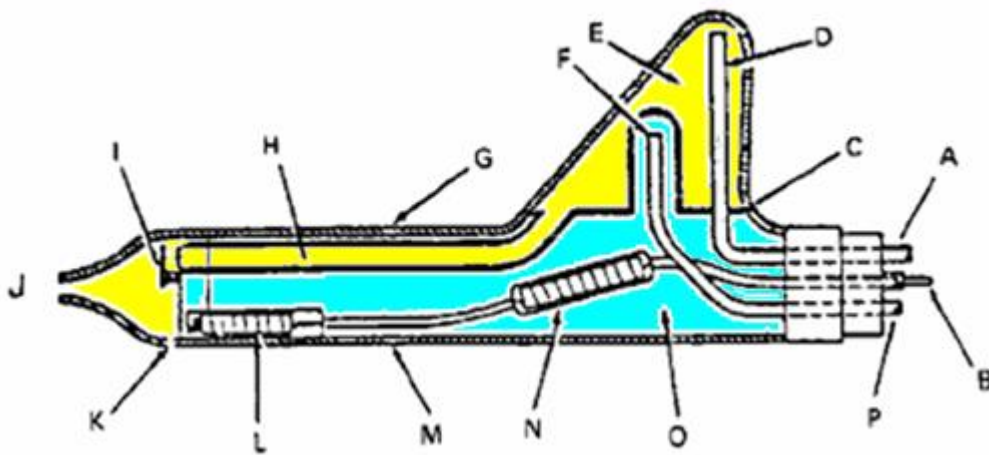
## 1.6 INSTRUMENTOS DE VOO

### 1.7 SISTEMA ANEMOMÉTRICO

O sistema anemométrico é responsável por colher e distribuir as pressões estática e dinâmica para alguns instrumentos.

Três dos mais importantes instrumentos de voo são conectados ao sistema anemométrico: velocímetro, altímetro e o indicador de razão de subida (variômetro). Existem dois tipos de arranjos para alimentar os instrumentos convenientemente conforme segue.

#### A – Tubo Pitot com Tomada Estática Acoplada



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

Figura 1-4 Tubo de pitot em corte

Este tubo apresenta duas seções: uma câmara de pressão estática (O) e uma câmara de pressão dinâmica (E).

A pressão estática entra no sistema por três orifícios na parte superior e três na inferior. Dois desses orifícios (G e M) aparecem na figura.

Esses orifícios ajudam a compensar o erro na percepção, causado por diferentes ângulos de ataque.

Os orifícios inferiores também servem para escorrer a água proveniente da condensação. O tubo vertical (F) na câmara estática é uma precaução suplementar para evitar que a umidade chegue aos instrumentos.

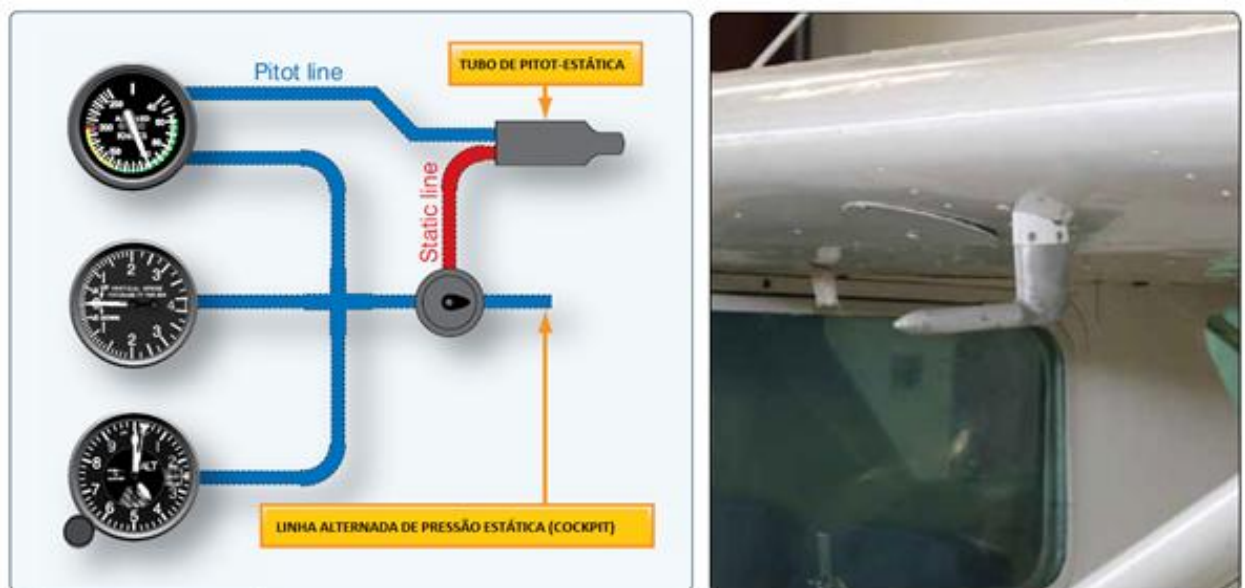
A pressão dinâmica entra pela abertura (J). Uma placa defletora (I) impede que corpos estranhos ou umidade penetrem no sistema.

Um pequeno orifício (K) deixa escapar a umidade.

O tubo vertical (D) e o orifício de escape (C) na câmara de pressão dinâmica impedem que a umidade que se forma na câmara chegue aos tubos e aos instrumentos.

Os tubos (A e P) levam as pressões aos instrumentos. As resistências aquecedoras (L e N) estão conectadas em série e servem para evitar a formação de gelo no tubo.

A figura 1-5 ilustra os três instrumentos básicos alimentados com pressão fornecida pelo tubo pitot com tomada estática acoplada e uma foto de um tubo de pitot clássico, sendo ainda que neste caso temos uma fonte alternada de pressão estática que pode vir da cabine comando, considerando que esta aeronave não é pressurizada.

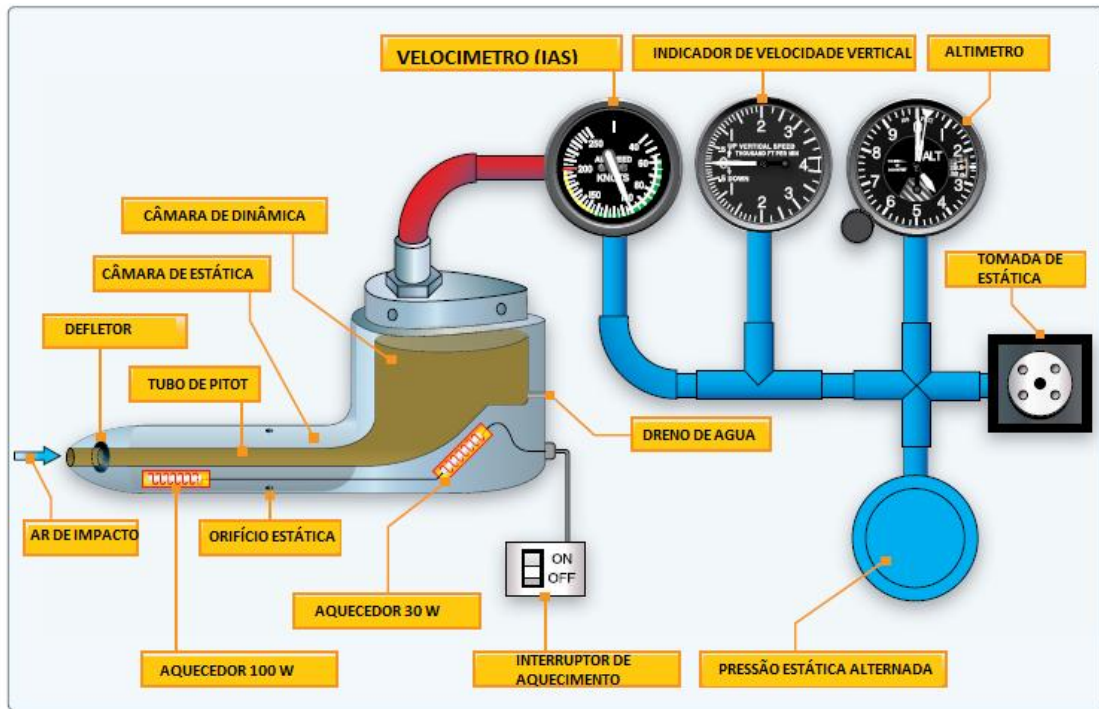


Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 1-5 Tubo de pitot com tomada estática acoplada

## B - Tubo Pitot com Tomada Estática Separada

O arranjo mais completo do sistema anemométrico pode ser feito também como mostrado na figura 1-6.



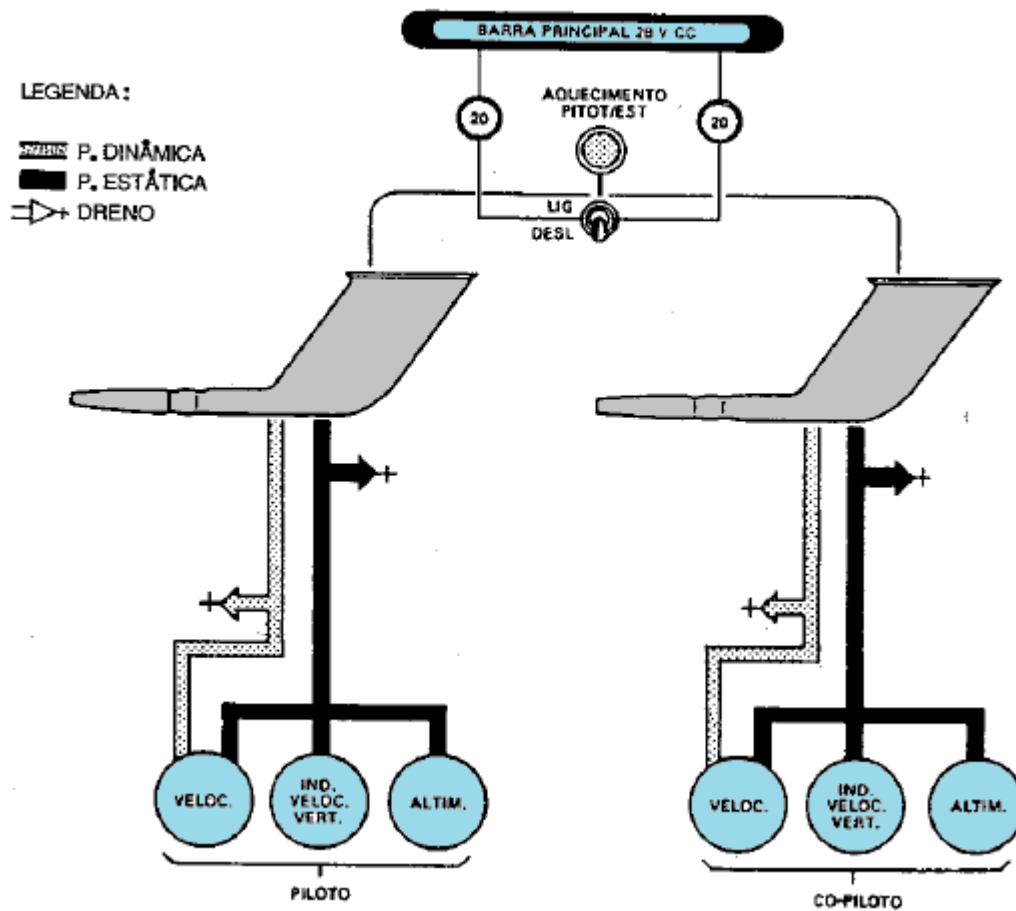
Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 1-6 Tubo de Pitot com tomada estática separada e alternada.

As vantagens do uso de pressão estática separada são listadas a seguir.

- Pressão estática mais precisa, pois fica compensada a sua diferença devida a desvios laterais ou ventos cruzados (já que as tomadas estáticas são embutidas uma em cada lado da fuselagem);
- Menor possibilidade de formação de gelo.

## Operação do Sistema Anemométrico



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

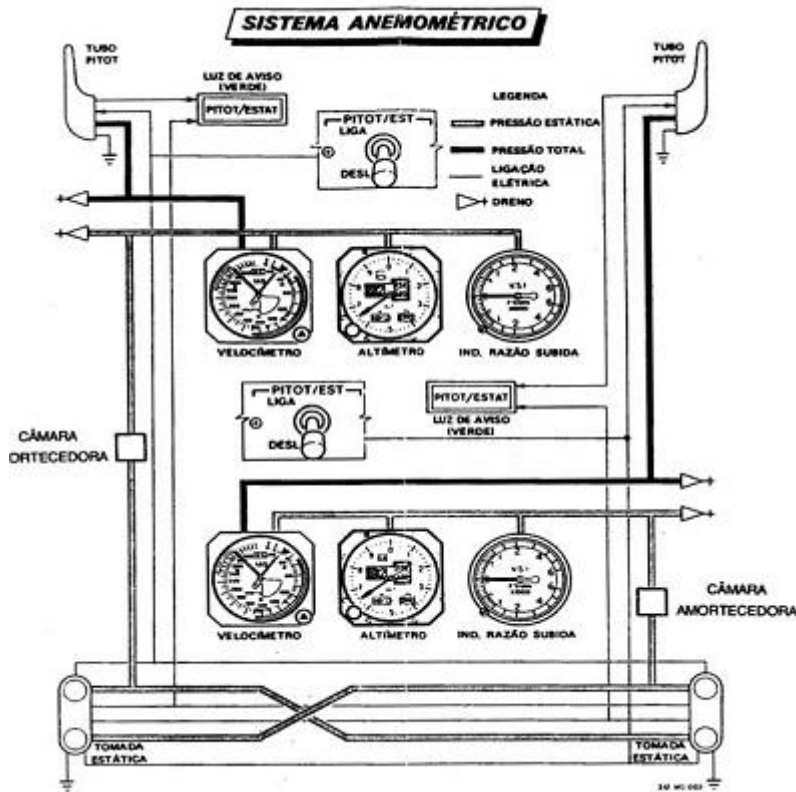
Figura 1-7 Sistema anemométrico com tomada estática acoplada.

A figura 1-7 mostra a aplicação prática do tubo pitot acoplado com tomada estática (EMB111) e a figura 1-8 mostra o arranjo com os componentes em separado (EMB-312). O princípio de operação dos dois sistemas é o mesmo.

**A pressão estática é a pressão atmosférica.** O ar atmosférico é pesado, exercendo sobre os corpos, nele mergulhados, uma pressão igual a 1.033kgf/cm<sup>2</sup>, ou seja, 1,033 bares. A pressão dinâmica é a pressão que se desenvolve como resultado direto da velocidade do avião e da densidade do ar que o rodeia. **Essa pressão aumenta com a velocidade e diminui com a altura.**

Um avião que voe à mesma velocidade desenvolve mais pressão a baixa altitude que a grande altitude, devido à densidade do ar ser maior a baixa altitude.

O velocímetro, o altímetro e o indicador de razão de subida (indicador de velocidade vertical ou variômetro) são alimentados com pressão estática, sendo que, o velocímetro é também alimentado pela pressão dinâmica.



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

Figura 1-8 Sistema anemométrico com tomadas estáticas separadas

Alguns sistemas possuem nas linhas estáticas uma câmara amortecedora com a finalidade de atenuar o excesso de sensibilidade.

**Os tubos pitot e as tomadas estáticas são sensíveis a bloqueios de gelo, motivo pelo qual aquecedores elétricos são instalados para evitar esta formação.**

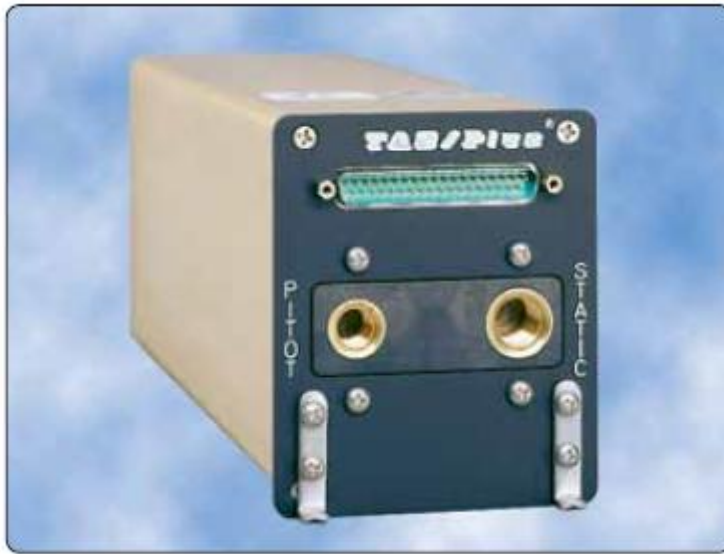
Estes aquecedores geram mais calor do que pode ser dissipado sem um fluxo de ar frio, assim, os aquecedores não devem ser ligados, no solo, mais que o suficiente para uma verificação, a fim de saber se eles irão funcionar adequadamente.

Deve-se manter o tubo pitot sempre limpo e, quando o avião não estiver em voo, ele deverá ser protegido com uma capa de lona que deverá cobrir todas as aberturas do tubo.

## DADC

Nas aeronaves modernas cresce cada vez mais o uso de DADC (digital air data computer) que é um sistema onde as pressões captadas pelo sistema anemométrico são encaminhadas até um computador que converte seus valores analógicos de pressão em sinais digitais para serem utilizados por outros sistemas das aeronaves como o controle de pressurização, piloto automático, transponder, etc.

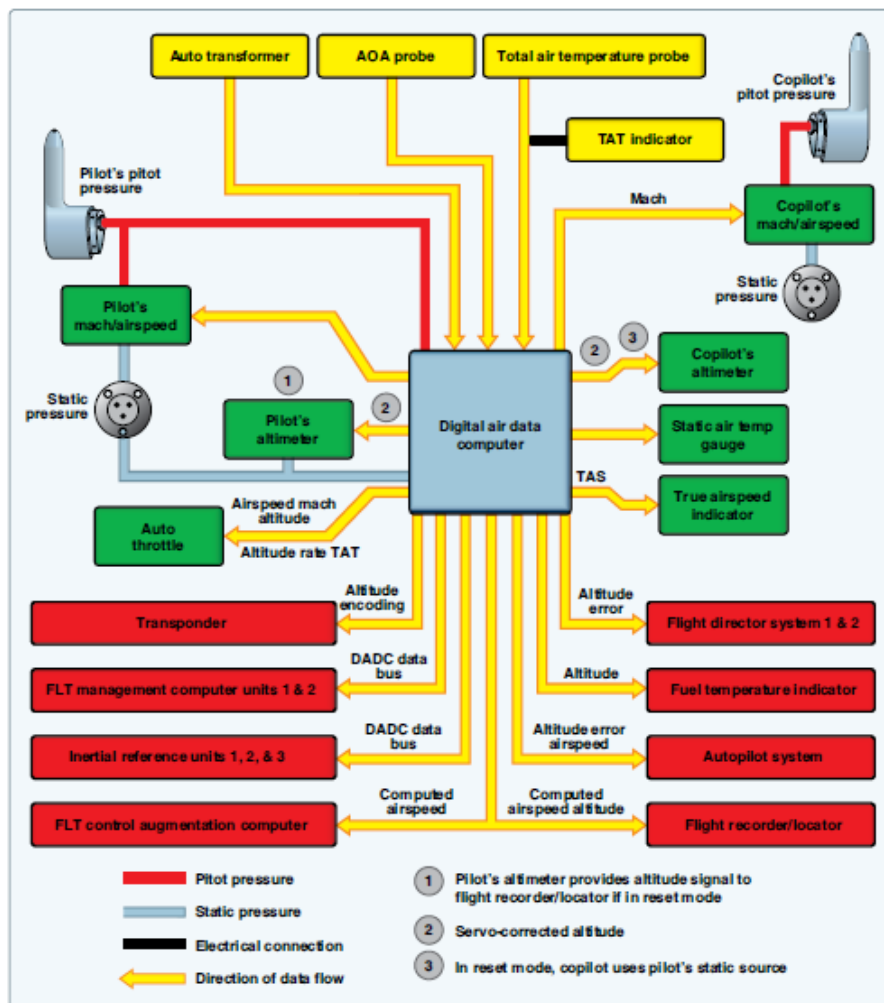
Abaixo temos um exemplo de um ADC (Air data computer) além de um esquemático simplificado de um sistema DADC típico.



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

Figura 1-9





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

Figura 1-10

## 1.8 VELOCÍMETRO

Velocidades conhecidas e definidas em aviação.

### Velocidade Indicada (IAS)

É a que é lida no velocímetro, sem correções para variações de densidade atmosférica e sempre que as condições se alteram, erros são introduzidos.

## Velocidade Verdadeira (TAS)

É aquela com que o avião se desloca em voo e é obtida após as correções de temperatura e altitude da velocidade indicada.

## Velocidade Absoluta

É a velocidade do avião em relação ao solo.

## Finalidades do Velocímetro

**O indicador de velocidade do ar é o instrumento que indica ao piloto a velocidade com que seu avião se desloca através do ar.**

É construído de tal modo que as velocidades indicada, verdadeira e absoluta são praticamente iguais, quando o avião **voa ao nível do mar**, estando o ar atmosférico sob condições padronizadas.

Quando as condições atmosféricas não são padronizadas, esta coincidência entre as três velocidades não mais se verifica.

Entretanto, o piloto poderá determinar, em qualquer circunstância, a velocidade verdadeira, após **as necessárias correções de temperatura e altitude** da velocidade indicada e conhecer a velocidade absoluta, desde que saiba qual a direção e velocidade do vento. Sendo o velocímetro um manômetro calibrado em unidades de velocidade, ele nos indica também, seja qual for a altitude, a força de sustentação do ar.

Por exemplo, suponha que a velocidade mínima de sustentação de um avião, em voo horizontal ao nível do mar, seja de 60km/h.

Este avião, qualquer que seja a altitude, poderá manter o voo horizontal, desde que seu velocímetro indique uma velocidade de 60km/h. Acontece, porém, que para uma mesma velocidade indicada, a velocidade absoluta do avião será menor nas baixas altitudes que nas altitudes elevadas.

Compreende-se assim que em virtude da densidade do ar variar inversamente com a altitude, à medida que o avião subir no espaço, necessitará se deslocar mais rapidamente, a fim de que a pressão dinâmica, conseqüentemente a força de sustentação do ar, permaneça constante.

## Usos Específicos do Velocímetro

- Permitir a determinação da velocidade absoluta do avião. Esta velocidade assume grande importância durante os voos de cruzeiro, sobretudo quando se trata de uma missão de Tiro e Bombardeio, na qual há necessidade de que o tempo necessário para se atingir o objetivo seja determinado com precisão;
- Facilitar ao piloto a ajustagem do regime do motor (pressão de admissão, nos motores equipados com hélice de velocidade constante), de acordo com a performance de velocidade que deseje obter: velocidade máxima de cruzeiro, velocidade de economia máxima, velocidade de maior duração de voo;
- Permitir a determinação do ângulo ótimo de subida, planagem e descida;
- Manter a velocidade, dentro dos limites de segurança da estrutura do avião, durante um voo picado;
- Indicar ao piloto quando o avião atinge a velocidade de decolagem e durante a aterragem, quando atinge a velocidade de estol;
- Manter o avião em linha de voo.

## Tipos de Velocímetros Usados

Existem três espécies de Indicadores de Velocidade de Ar, os quais são classificados de acordo com seu princípio de funcionamento.

São eles:

1. **De manômetro diferencial;**
2. Mecânicos;
3. Térmicos ou de fio quente.

Os que empregam o manômetro diferencial (usados nas aeronaves comerciais) são classificados, por sua vez, de acordo com o sistema utilizado para a captação das pressões, em:

1. De tubo Pitot-estático;
2. De tubo de Venturi;
3. De tubos Venturi-Pitot.

Existem também, dois tipos de velocímetros mecânicos, os quais são classificados, de acordo com o princípio de funcionamento, em:

1. Rotativos;
2. De deflexão.

Nos instrumentos que funcionam por pressão diferencial - **o tipo mais utilizado em aeronaves** - as pressões estática e dinâmica são captadas por tubos de Pitot ou Venturi e medidas por manômetros metálicos extremamente sensíveis, calibrados em unidades de velocidade, como veremos oportunamente.

Já nos mecânicos rotativos, a velocidade é medida em função do número de rotações das palhetas dos moinhos de vento que os equipam, as quais são expostas à corrente do ar. Nos mecânicos de deflexão, a velocidade é medida por intermédio da resistência oposta por uma placa, ao deslocamento da corrente de ar.

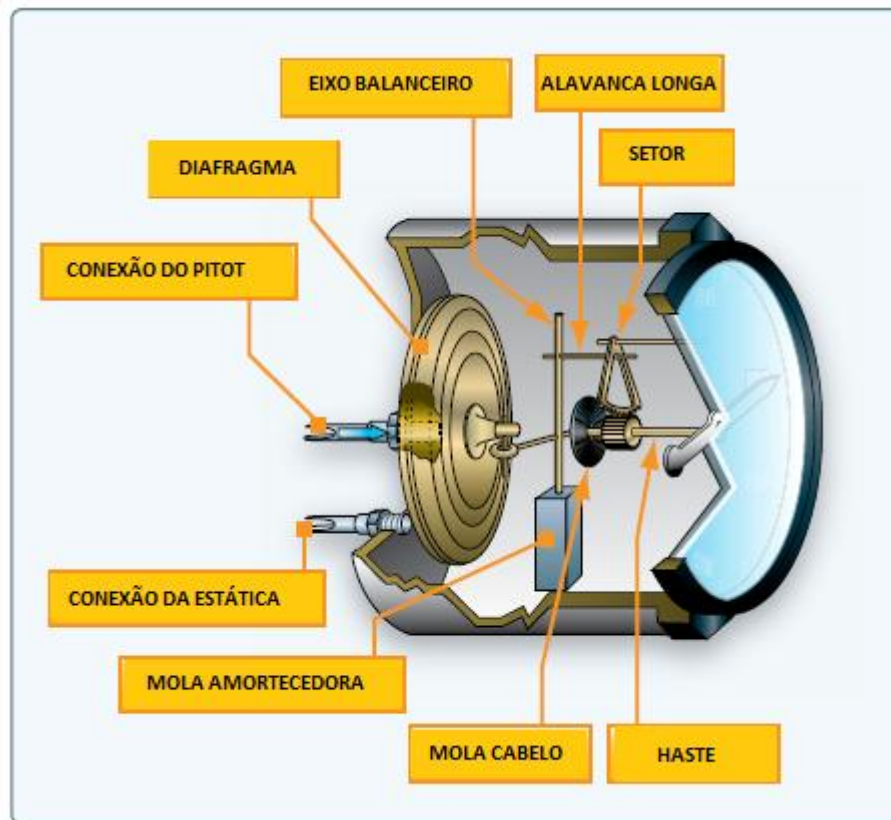
A placa, sob a ação da corrente de ar, desloca-se de sua posição de equilíbrio, deflexionando uma mola e em função da resistência oposta pela mola ao deslocamento da placa, se tem a velocidade do ar.

Consegue-se medir a velocidade com os instrumentos que funcionam sob o princípio do fio quente, pela perda de calor sofrida por um fio aquecido, o qual é exposto à corrente de ar.

De todos estes tipos de instrumentos, somente os de pressão diferencial do tipo Pitot serão aqui estudados detalhadamente, porquanto são os mais largamente empregados em aeronaves.

### **Velocímetro do Tipo Manômetro Diferencial**

A figura 1-11 é uma vista esquemática do velocímetro de manômetro diferencial.



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

Figura 1-11 Vista interior do velocímetro Kollsman.

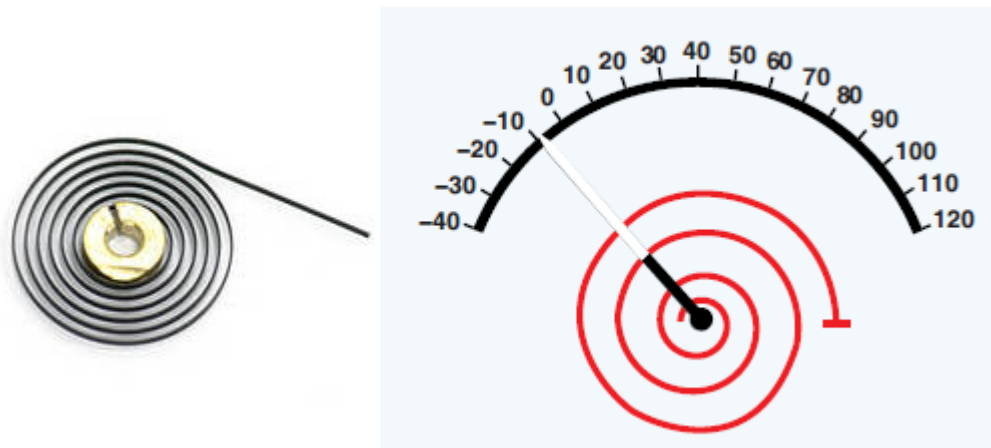
Neste indicador encontra-se um estojo de baquelite, tendo na parte posterior duas conexões, sendo uma para a pressão dinâmica ou Pitot e que se estende até o interior do aneroide e a outra, para a pressão estática e que comunica o interior do estojo com o ramal da pressão estática do Pitot.

Na parte anterior do estojo, existe um disco de vidro para proteção do mostrador.

O mecanismo do indicador é colocado no interior do estojo e compõe-se de: **diafragma, confeccionado com lâminas corrugadas de níquel, prata, bronze fosforoso, cobre e berílio ou outro metal que possua as características de elasticidade requeridas.**

A escolha do diafragma depende de suas qualidades de elasticidade, evidenciadas pela relação: pressão-deflexão, efeitos de temperatura, histeresis rápida, etc. As propriedades de elasticidade dependem do material usado, tratamento do material ao ser manufaturado e da forma do diafragma;

**Mola cabelo**, que não só mantém o conjunto do mecanismo bem ajustado, eliminando qualquer folga que possa surgir em consequência de desgastes provocados pelo funcionamento do mecanismo. Uma extremidade desta mola é presa ao pinhão e a outra, a qualquer parte do suporte do mecanismo.



Fonte: [www.ec21.com](http://www.ec21.com) Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 1-12 Exemplo de uma mola cabelo

Dependendo do funcionamento preciso deste instrumento, das pressões captadas pelo tubo Pitot e das reações oferecidas pelo mecanismo e estas pressões, tomou-se, em relação ao tubo de Pitot, a **precaução de equipá-lo com aquecimento elétrico.**

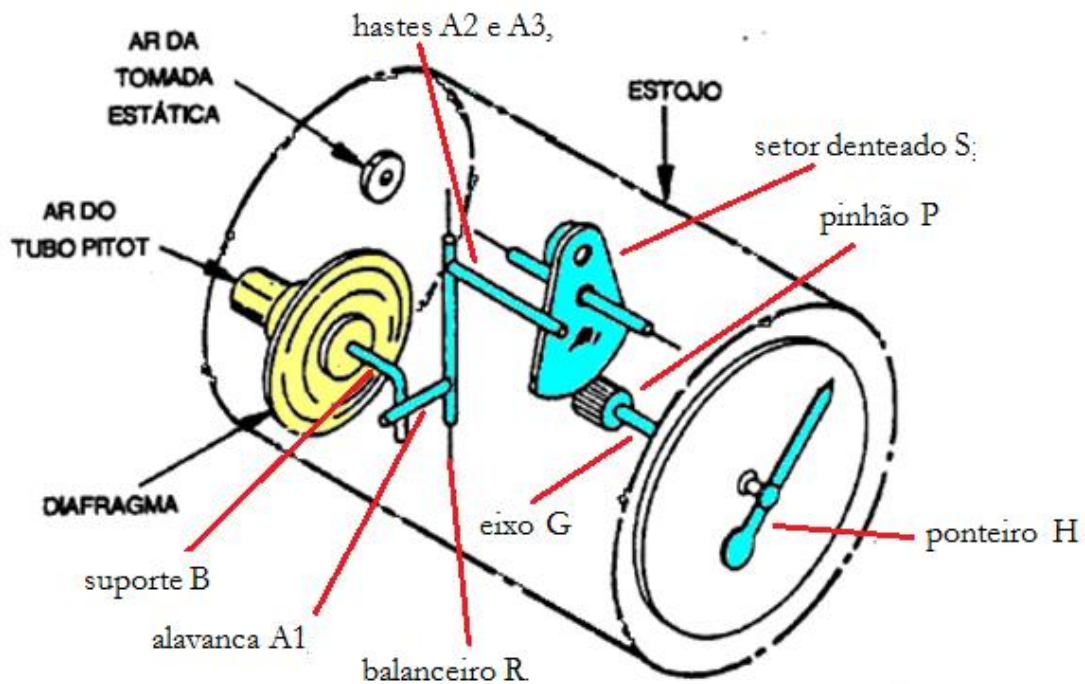
Sendo estes tubos, praticamente, livres de erros resultantes da formação de pequenos depósitos de pó, óleo ou água, o aquecimento elétrico evitará a **única causa que poderia prejudicar seu funcionamento a qual é a formação de gelo**, quando são encontradas condições favoráveis.

A aparência externa e o mecanismo dos indicadores de velocidade deste tipo variam um pouco, mas o princípio de funcionamento é comum a todos. As diferenças externas consistem em que nuns, o vidro é mantido no lugar por uma mola em forma de anel e noutros, ele é mantido por um biselado preso ao estojo por quatro parafusos, no mínimo. A construção dos estojos em duas partes (corpo do estojo e bisel aparafusado) foi adotada por ser uma maneira mais segura de conservá-lo bem vedado.

Outra diferença consiste em que, uns não têm iluminação individual, enquanto que outros possuem uma lâmpada individual, sendo o suporte da mesma, moldado no próprio estojo. Quando o instrumento tem iluminação individual, na parte posterior do estojo é encontrada uma tomada elétrica.

## Funcionamento

O funcionamento deste instrumento depende exclusivamente das pressões estática e dinâmica que são captadas pelo conjunto Pitotestático e transmitidas ao indicador, pelas tubulações. Este instrumento nada mais é, em última análise, que um manômetro metálico, diferencial.



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

Figura 1-13 Funcionamento do Velocímetro

Compare a descrição do texto seguinte com a vista interna do velocímetro Kollsman ilustrado na figura 1-13.

A pressão estática é transmitida ao interior do estojo, enquanto que a pressão dinâmica é levada ao interior da cápsula aneroide.

Quando a velocidade do avião aumenta, há uma majoração da pressão dinâmica. A cápsula aneroide dilata-se empurrando o suporte B do encontro à alavanca A1, comandando assim o eixo balanceiro R. Este eixo, auxiliado pelas hastes A2 e A3, comanda o setor dentado S. O setor arrasta em seu movimento o pinhão P, obrigando, por intermédio do eixo G, o ponteiro H a registrar sobre o mostrador o aumento de velocidade que ocasionou o acréscimo da pressão dinâmica. Quando a velocidade diminui, o diafragma contrai-se, porque a pressão dinâmica diminui também folgando, deste modo, o conjunto de mecanismo. A mola P poderá contrair-se, então, arrastando o ponteiro H, que registrará

sobre o mostrador a diminuição da velocidade, correspondente à diminuição da pressão dinâmica e o conjunto do mecanismo permanecerá bem ajustado, podendo corresponder prontamente às solicitações do diafragma.

**Os indicadores da velocidade podem ser calibrados em milhas por hora, em nós (milhas náuticas por hora)** ou, para países que adotam o sistema métrico, em quilômetros por hora.

A leitura dada ao piloto é a velocidade indicada e, para isto lhe ser útil, deve ser feita uma correção para temperatura do ar, não padronizada. Esta é a mesma correção usada para altitude-densidade e quando aplicada à velocidade indicada, ela dá a velocidade verdadeira. A velocidade verdadeira é mais alta que a indicada por aproximadamente dois por cento para cada mil pés de altitude. Isto é devido ao fato do ar tornar-se menos denso quando o avião sobe e a pressão diferencial é menor, redundando numa velocidade indicada mais baixa.

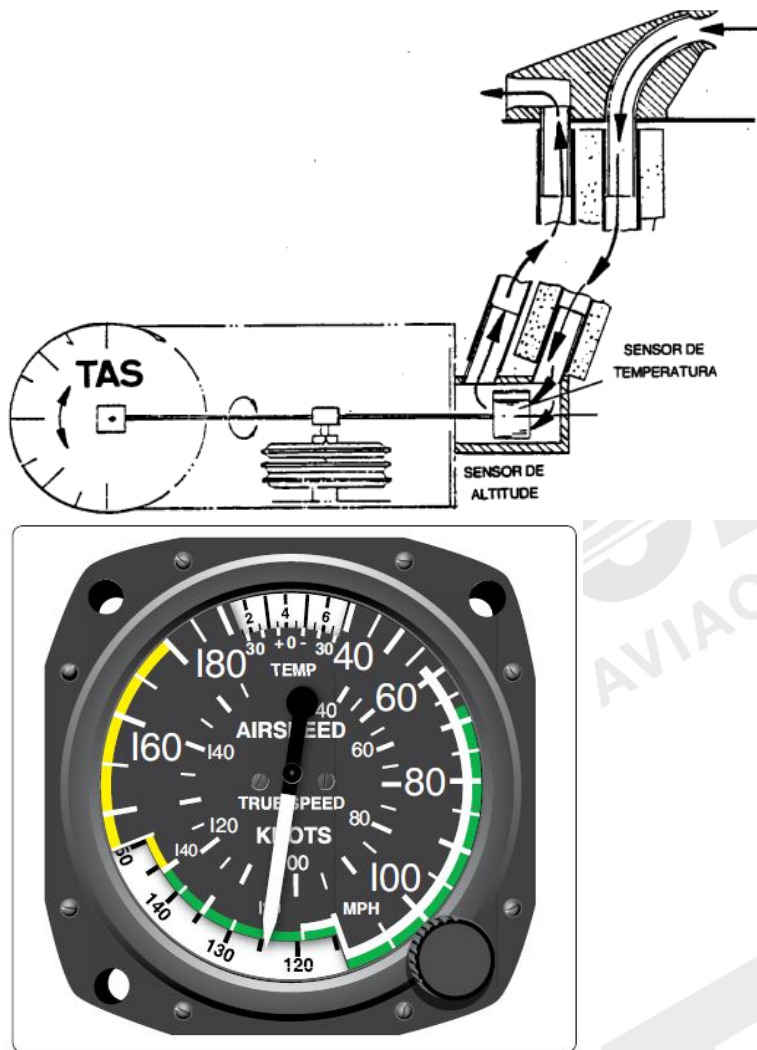
### **Indicador de Velocidade Verdadeira**

O piloto poderia olhar seu indicador de velocidade, altímetro e indicador de temperatura do ar externo e inserir estas três indicações ao seu computador de voo, **para obter com isto sua velocidade verdadeira.**

Este procedimento poderia distraí-lo demasiadamente e por isto foi desenvolvido um indicador de velocidade verdadeira, ilustrado na figura 1-14, que pode ser instalado no painel.

O estojo deste instrumento contém um indicador de velocidade que move um ponteiro e um mecanismo altimétrico que move o mostrador



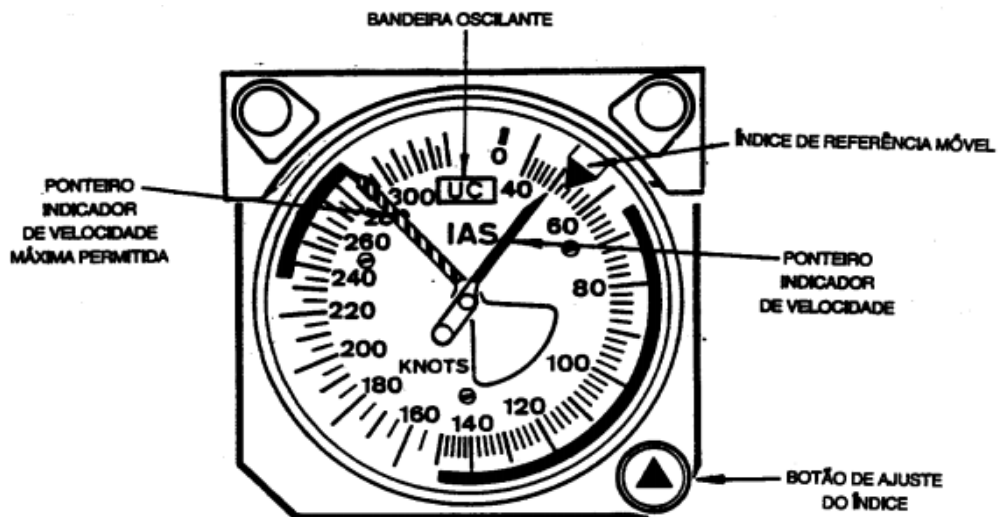


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

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

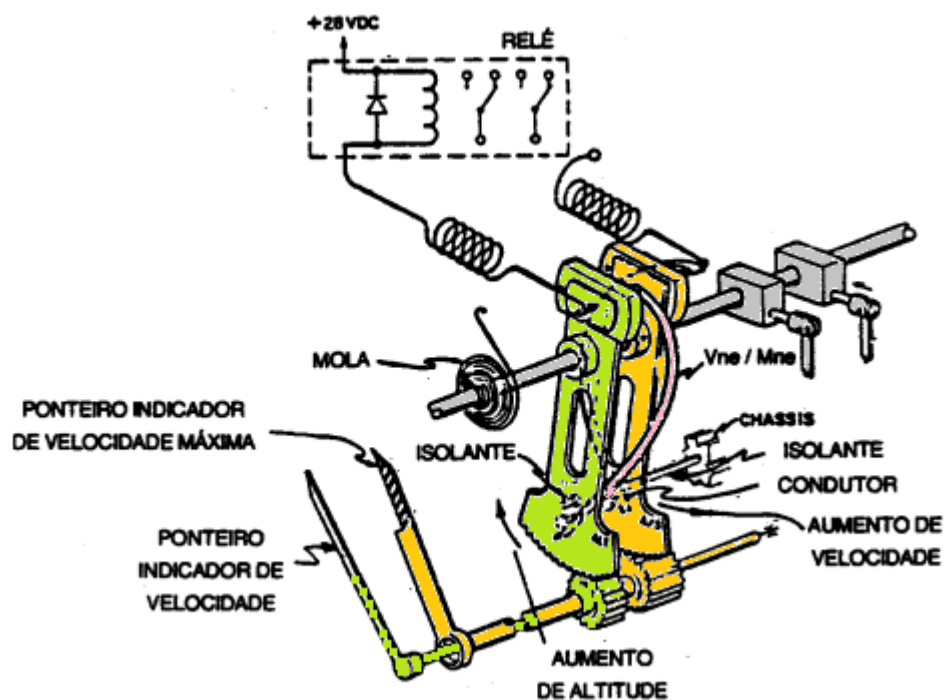
Figura 1-14 Indicação da velocidade verdadeira.

O movimento do mecanismo altimétrico é afetado (contrariado ou favorecido) pela ação de uma mola bi metálica exposta ao fluxo de ar externo e, quando o avião sobe em altitude, o mostrador gira em tal direção que o ponteiro indicará um valor mais alto. Se o ar está mais quente que o padrão, para a altitude na qual o avião está voando, o sensor de temperatura ajudará o altímetro a indicar uma velocidade verdadeira mais alta do que sob condições de temperatura padrão. Atualmente os velocímetros não apresentam somente a velocidade indicada.



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

Figura 1-15 Velocímetro do EMB-312.

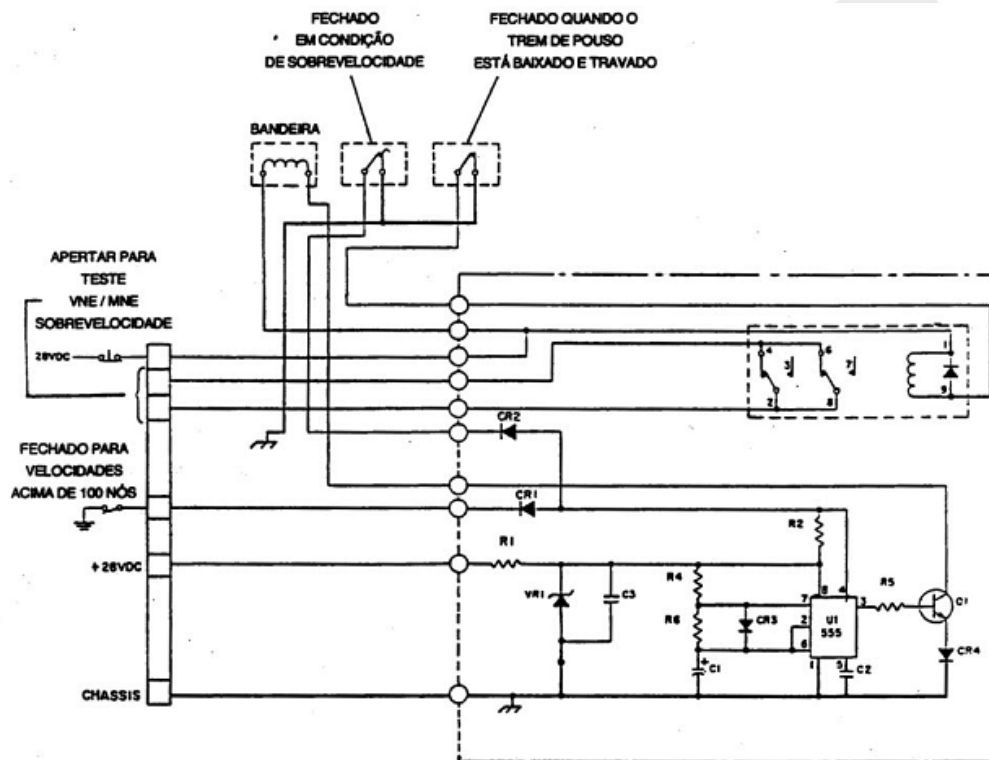


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-16 Interruptor de Alarme

Este instrumento além de apresentar a velocidade indicada, também mostra a indicação da velocidade máxima permitida, bem como uma referência visual ajustável de velocidade. Um interruptor instalado no interior do instrumento, conforme ilustrado na figura 1-16, fornece um sinal elétrico que provoca um alarme de sobre velocidade no sistema de áudio, se o

avião ultrapassa a velocidade máxima permitida. Isto ocorre quando o ponteiro indicador de velocidade cruza o ponteiro VNE/MNE.



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

Figura 1-17 Circuito de alarme de sobre velocidade.

Além disso, o instrumento fornece um alarme visual, caso a aeronave atinja a velocidade de aproximação (abaixo de 100kt) e o trem de pouso não esteja travado embaixo.

O dispositivo compreende um contador interno ajustável associado aos micro contadores do trem de pouso e a uma bandeira oscilante com a inscrição U/C (do inglês undercarriage) que aparece numa janela sobre o mostrador, nas condições mencionadas.

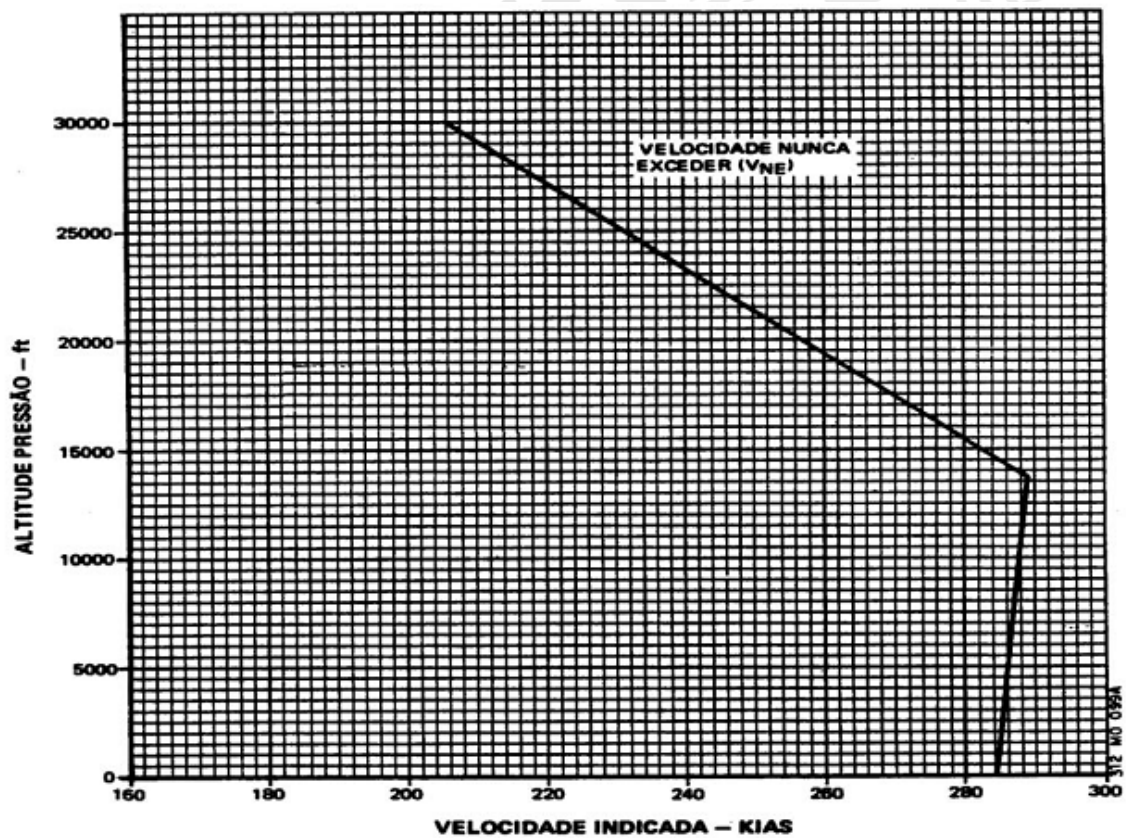
A velocidade indicada nunca é precisa: há sempre uma tolerância (específica para cada instrumento).

As tolerâncias para o instrumento apresentado podem ser vistas na tabela 1-18. O ponteiro de velocidade máxima (VNE) é função de altitude. Analise o gráfico da figura 1-19.

VELOCIDADE	TOLERÂNCIA
60 nós	±2,0 nós
100 nós	± 2,0 nós
140 nós	± 2, 0 nós
180 nós	± 3,0 nós
220 nós	± 3,0 nós
260 nós	± 3,0 nós
300 nós	± 3,0 nós

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

Figura 1-18 Tabela de tolerâncias



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

Figura 1-19 Gráfico de velocidade indicada x altitude pressão

Fazendo-se a leitura do gráfico da figura 1-19 obtêm-se os seguintes valores:

ALTITUDE (ft)	VNE (knots)
0	284.2
1000	284.4
2000	284.7
3000	284.9
4000	285.2
5000	285.5
6000	285.8
7000	286.1
8000	286.4
9000	286.8
10000	287.2
11000	287.5
12000	287.9
13000	288.3
14000	287.8
15000	282.4
16000	276.9
17000	271.6
18000	266.3
19000	261.0
20000	255.8
21000	250.7
22000	245.6
23000	240.5
24000	235.6
25000	230.7
26000	225.8
27000	221.0
28000	216.2
29000	211.5

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

Figura 1-20 Tabela da VNE em função da altitude

**Conclusão:** Com o aumento da altitude a VNE aumenta até um determinado ponto quando bruscamente começa a diminuir.

Neste assunto são usadas as seguintes siglas:

MNE: Mach - Nunca Exceda.

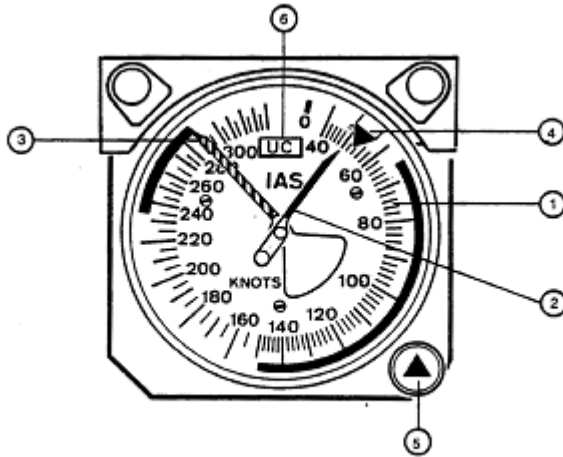
VNE: - Velocidade - Nunca Exceda.



KEAS - Velocidade Equivalente (em nós).

KIAS - Velocidade Indicada (em nós)

KCAS - Velocidade Calibrada (em nós)



CONTROLES / INDICADORES	FUNÇÃO
1. Escala de velocidade	Escala de velocidade indicada em KNOTS IAS.
2. Ponteiro de velocidade	Mostra, sobre a escala de velocidade, a velocidade máxima permitida ao avião na configuração limpa.
3. Ponteiro de velocidade máxima permitida	Mostra, sobre a escala de velocidade máxima permitida avião na configuração limpa. Caso a aeronave atinja a velocidade máxima permitida, um sinal de sobrevelocidade será enviado pelo velocímetro à unidade de alarme sonoro e, posteriormente, soa o alarme nos fones dos tripulantes.
4. Índice de referência	Referência móvel sobre a escala de velocidade.
5. Botão de ajuste	Ajusta a posição do índice de referência sobre a escala de velocidade.
6. Bandeira UC	Aparecerá intermitentemente quando a aeronave estiver voando abaixo de 100 KIAS e o trem de pouso não estiver travado embaixo e aparecerá continuamente quando houver falta de energia elétrica na aeronave.

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

Figura 1-21 Velocímetro do EMB 312

## 1.9 ALTÍMETRO

### Generalidades

#### Distribuição da Temperatura Terrestre

A Terra e a atmosfera terrestre são aquecidas pelo sol.

O aquecimento solar se faz irregularmente, o que acarreta uma distribuição variável de temperatura não só no sentido vertical como também no sentido horizontal.

A atmosfera recebe a maior parte de seu aquecimento por contato com a superfície terrestre. Este calor é fornecido, aos níveis inferiores da atmosfera, razão pela qual a temperatura na troposfera decresce com a altitude. A razão de variação da temperatura com a altitude é chamada de **gradiente térmico**.

### **Transmissão de Calor**

O calor passa dos corpos de temperatura mais alta para os de temperatura mais baixa. Ao transferir-se, o calor utiliza-se dos processos a seguir descritos.

#### **A - Condução**

É a transferência feita de molécula a molécula sem que haja transporte das mesmas.

Na atmosfera, resume-se na propagação do calor do ar através do contato com a superfície aquecida do solo.

#### **B - Movimento do Ar**

O calor é transportado por meio do deslocamento de grandes porções ou massas de ar, de um lugar para outro. Há dois tipos de transferência através do movimento do ar:

**Convecção:** o calor é transferido verticalmente. A transmissão é feita de molécula a molécula, mas, simultaneamente, verifica-se um transporte de matéria. Moléculas frias se deslocam para regiões mais quentes e moléculas quentes para regiões frias. Exemplo: um recipiente contendo água fria, levado ao fogo. As moléculas da camada de água em contato com o fundo, aquecendo-se antes das outras, aumentam de volume e diminuem em densidade. A diferença de densidade faz com que elas se desloquem para cima, enquanto as moléculas mais frias das camadas superiores se deslocam para baixo. As correntes assim estabelecidas recebem o nome de "correntes convectivas". É o processo de propagação mais comum da atmosfera e se traduz pela movimentação do ar no sentido vertical, por meio de correntes ascendentes que levam o ar aquecido para os níveis mais elevados e correntes descendentes, que trazem ar mais frio dos níveis de cima à superfície.

**Advecção:** o calor é transferido horizontalmente pelo movimento do ar. Toda vez que houver convecção haverá também advecção, pois, quando o ar quente sobe num movimento vertical, o ar mais frio adjacente mover-se-á horizontalmente em direção ao ar que está ascendendo e o substituirá. Abaixo segue uma figura que demonstra a advecção e a convecção.



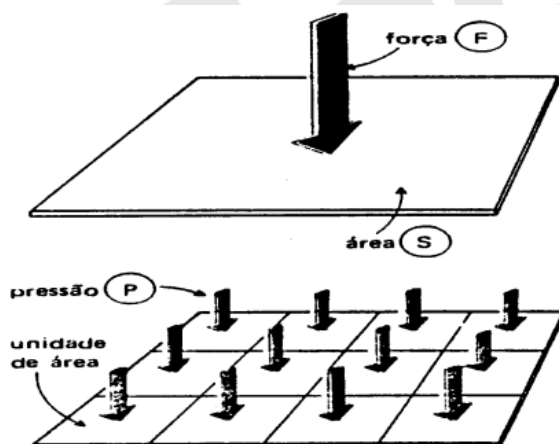
Fonte: Prof. Evandro Ferreira

Figura 1-22

### C - Radiação:

É a transferência de calor através do espaço. A energia térmica é transformada em radiante e se propaga por meio de ondas eletromagnéticas. Estas são convertidas em calor, quando absorvidas pelo corpo sobre o qual incidem.

### Definição de Pressão



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

Figura 1-23 Definição de pressão



Na Física, define-se PRESSÃO como sendo o "quociente entre uma força (ou peso) e a área da superfície onde a força está aplicada", matematicamente, tem-se  $P = F / S$  o que equivale a dividir a força em "forças menores", iguais entre si e distribuídas em cada unidade de área, conforme ilustra a figura 1-23.

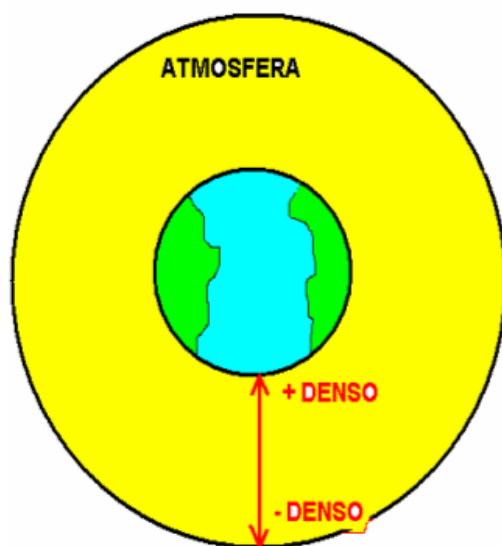
### Pressão Atmosférica

O ar que envolve a Terra apresenta, por efeito de força de gravidade, um peso que é traduzido em forma de pressão atmosférica.

Desta maneira a pressão atmosférica pode ser definida como sendo o peso de uma coluna de ar de seção unitária, estendida verticalmente desde a superfície da Terra até o limite superior da atmosfera.

Há cerca de 1,033kg de ar pesando sobre cada centímetro quadrado de superfície ao nível do mar. O ar sendo compressível se apresenta mais denso perto da superfície e mais rarefeito em altitude, por causa da pressão exercida pelas camadas superiores sobre as inferiores.

A pressão exercida pelo ar depende principalmente de sua temperatura e densidade, embora outros fatores também influam, tais como: a altitude, a umidade, o período do dia, a latitude.



Fonte: Prof. Evandro Ferreira

Figura 1-24

## Unidades de Pressão Atmosférica

"Milímetros de mercúrio", é uma das unidades de pressão atmosférica que resulta de uma experiência clássica de Torricelli: quando um tubo (de  $1\text{cm}^2$  de seção) completamente cheio com mercúrio é emborcado num recipiente contendo também mercúrio, a altura  $h$  em que o mercúrio "estaciona" depende exclusivamente da pressão do ar atmosférico.

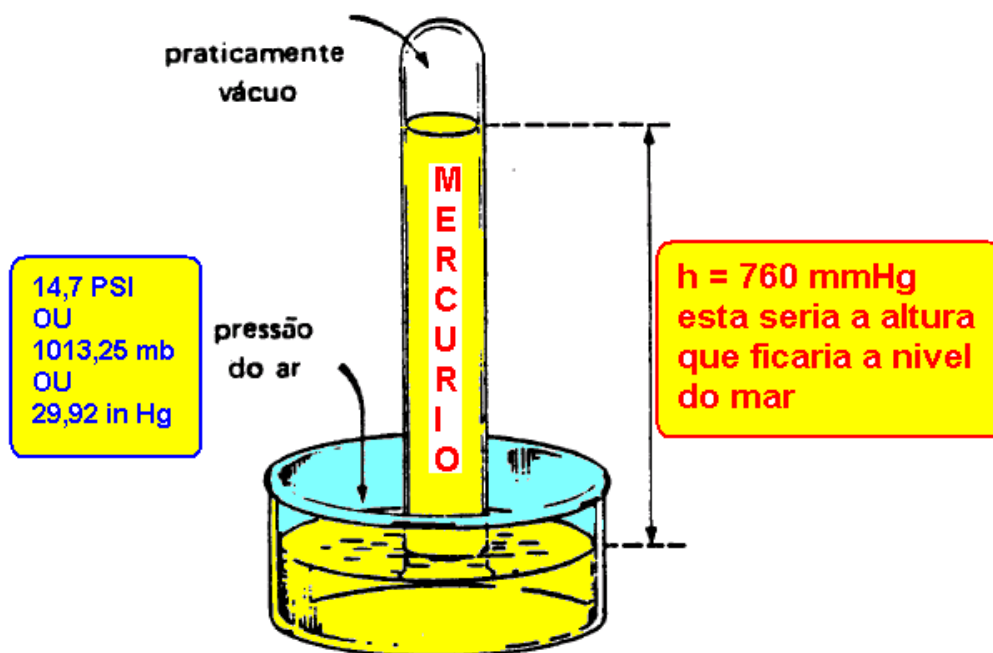
Se a experiência descrita for feita ao nível do mar, a altura  $h$  será de 76 centímetros de mercúrio (cmHg) ou 760 milímetros de mercúrio (mmHg), ou 760 torr (torr) ou ainda, uma atmosfera (atm.).

$$1 \text{ mmHg} = 1 \text{ torr}$$

$$1 \text{ atm.} = 76\text{cmHg} = 760\text{mmHg} = 760 \text{ torr} = 14,7 \text{ psi} = 1013,25 \text{ mb ou hPa} = 29,92 \text{ in Hg}$$

A unidade da pressão atmosférica, segundo a Organização Mundial de Meteorologia, é o milibar (mb), definida como 1000 dinas por centímetro quadrado. Devido as experiências iniciais de Torricelli, muitos barômetros são ainda graduados em polegadas de mercúrio (pol Hg) e milímetros de mercúrio (mmHg).

Sob condições padrão, uma coluna de mercúrio, tendo uma altura de 760 mm, exercerá uma pressão de 1013,25 milibares (mb) ou 29,92 polegadas de mercúrio (in Hg).



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

Figura 1-25 Experiência de Torricelli.

Em resumo:

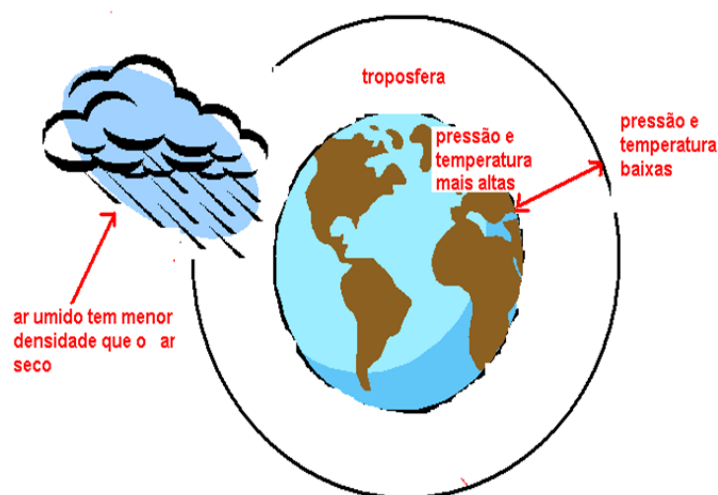
### Causas da Variação da Pressão

A pressão atmosférica é um elemento que muda constantemente. Além de variar regularmente em ciclos diurnos e anuais, possui variações irregulares que são as causas do vento e do tempo em geral.

**As variações de pressão são causadas principalmente pelas variações de densidade do ar, sendo que essas, por sua vez, são causadas por variações de temperatura.**

O ar quando aquecido expande-se, ocupando um volume maior, de modo que uma coluna de ar quente pesa menos que uma equivalente mais fria.

A porcentagem de umidade existente no ar também influencia a pressão. O ar seco é mais denso que o úmido. Um aumento da quantidade de vapor d'água, no ar, diminui sua densidade e, portanto, a pressão. O ar é muito compressível e, devido à pressão exercida pelas camadas superiores da atmosfera sobre as camadas inferiores, a pressão atmosférica apresenta valores maiores à superfície do que em altitude, em razão do aumento de densidade do ar, naquele nível. Na medida em que se eleva acima do nível do mar, o peso do ar diminui. Ao nível do mar, o peso da atmosfera é de 1,033 kgf / cm<sup>2</sup>. A 7.600 metros, por exemplo, este peso é de apenas 0,14kgf/cm<sup>2</sup>. A pressão cai, a princípio rapidamente, na camada mais densa do ar inferior e, em seguida, mais lentamente, na medida em que o ar vai se tornando mais rarefeito.



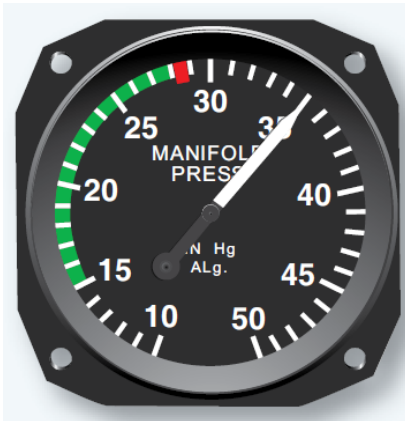
Fonte: Evandro Ferreira

Figura 1-26

## Definições de Pressão

**Pressão absoluta:** é contada a partir do zero absoluto de pressão. Por este motivo o instrumento indicador de pressão absoluta mostrará a pressão atmosférica local toda vez que o sistema estiver desligado.

O Manifold pressure é um exemplo de instrumento que trabalha com pressão absoluta.



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

Figura 1-27

**Pressão diferencial:** é a que resulta da comparação entre pressões. Uma de suas aplicações, em aviação, é a comparação entre a pressão atmosférica, externa e a interna, de uma aeronave.

O velocímetro é um exemplo de instrumento que trabalha com pressão diferencial.



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

Figura 1-28

**Pressão relativa:** é quando a pressão atmosférica é tomada como ponto zero ou de partida de contagem. Estes instrumentos mostram leitura zero quando o sistema está desligado.

O indicador de pressão de óleo do motor é um exemplo de instrumento que trabalha com pressão relativa.



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

Figura 1-29

### Definições de Altitude

A seguir, algumas definições que ajudarão a entender o emprego dos dois sistemas de ajustagem do altímetro.

**Altitude:** é a distância vertical de um nível, um ponto ou um objeto considerado como um ponto, medida a partir de um determinado plano referência.

**Altitude Absoluta** (altura): é a distância vertical acima da superfície da Terra, sobre a qual o avião está voando.

**Altitude Indicada:** é a leitura não corrigida, de um altímetro barométrico.

**Altitude Calibrada:** é a altitude indicada, corrigida para os erros do instrumento e de instalação do mesmo.

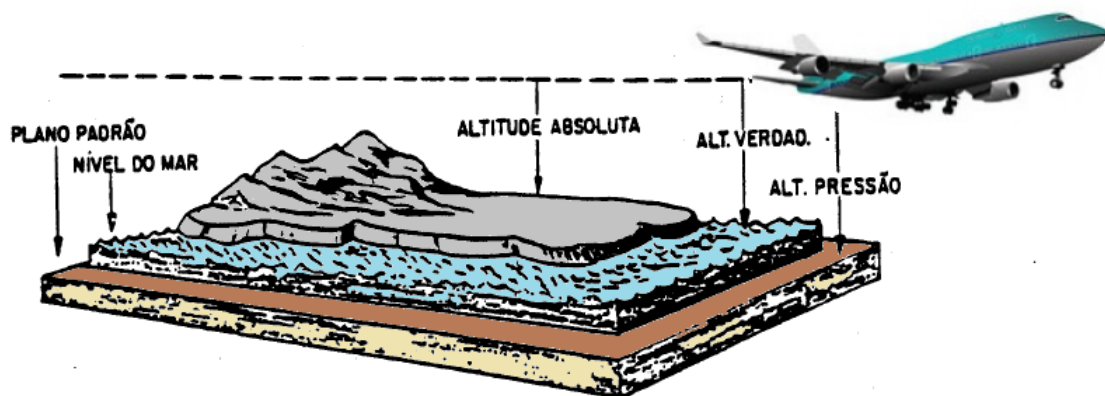
**Pressão da Altitude do Campo:** é a pressão lida na escala barométrica, quando os ponteiros são ajustados na altura do local onde está pousado o avião. Usa-se, em geral, ajustar os ponteiros a dez pés, pois essa é, mais ou menos, a altura do painel de instrumentos onde está localizado o altímetro. Quando se ajusta o altímetro neste sistema, a escala barométrica indicará a pressão local.

**Altitude-Pressão:** é o número indicado pelos índices de um altímetro, ajustado no sistema de pressão da altitude do campo. Como os índices são sincronizados com a escala barométrica, pode-se ajustar os altímetros por aqueles, convertendo-se a pressão que é dada em unidades tais como milibares, pol, hg, etc.

**Altitude Verdadeira:** é a distância vertical de um ponto ou de uma aeronave, acima do nível do mar.

**Altitude-Densidade:** é altitude-pressão corrigida pela temperatura. É muito usada em cálculos de performance.

**Nota:** no nível zero da atmosfera padrão, considera-se a terra como uma esfera perfeitamente lisa.



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

Figura 1-30 Definições de altitude

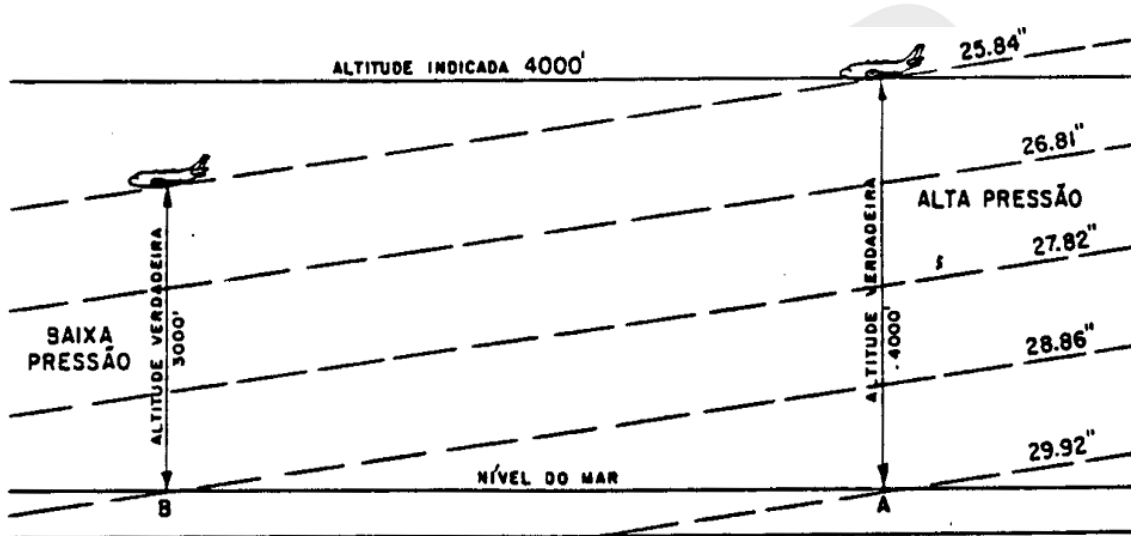
### Correções do Altímetro

**As principais correções de altímetro são devidas às variações da temperatura do ar e da pressão atmosférica.**

A figura 1-31 indica que uma aeronave, quando voa de uma área quente para uma área fria, tem sua altitude verdadeira diminuída à proporção que se aproxima da área fria, embora o altímetro mantenha uma altitude indicada constante.

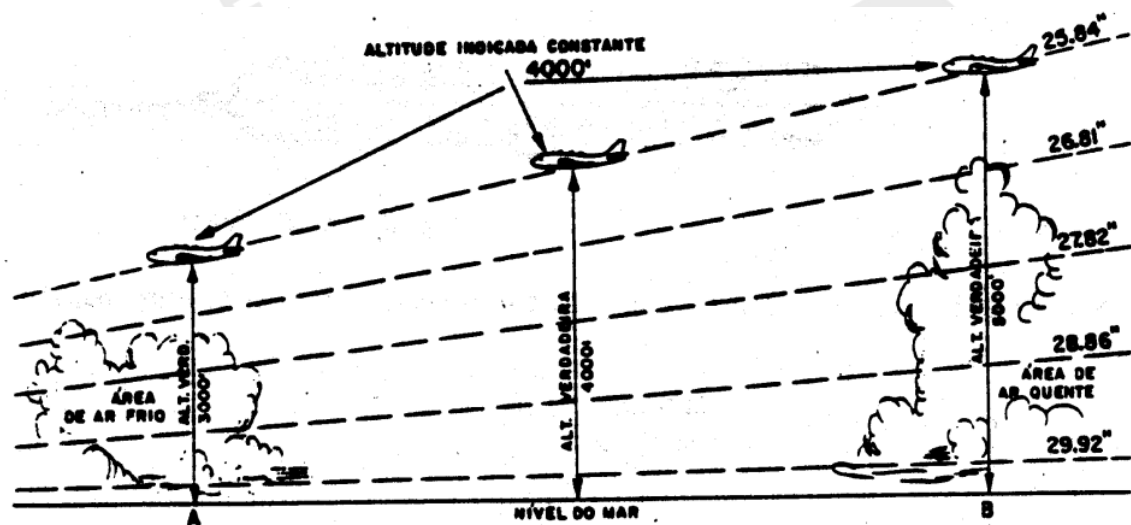
A figura 1-32 identicamente mostra a diminuição da altitude verdadeira, quando a aeronave voa em direção a uma área de baixa pressão. Essas figuras têm a finalidade de alertar aos

pilotos, quanto à escolha do nível de voo, ao voarem em direção a uma área mais fria ou em direção a uma área de baixa pressão.



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

Figura 1-31 Correção do altímetro devido à variação de temperatura



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

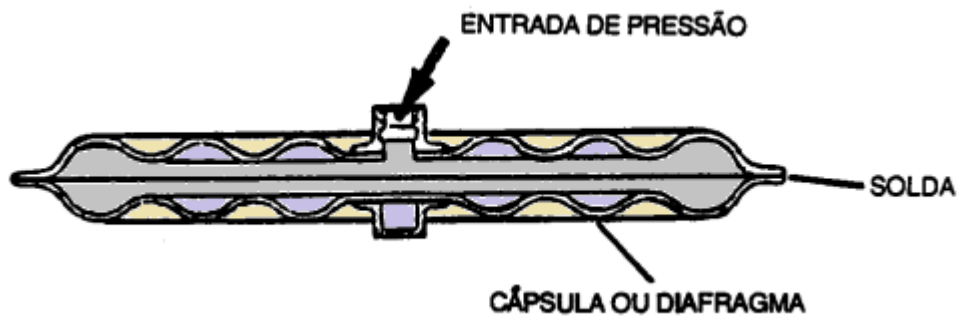
Figura 1-32 Correção do altímetro devido à variação de pressão

### Cápsula ou diafragma

Quando as pressões a serem medidas são pequenas e necessita-se de alta precisão é comum empregar-se uma cápsula. Dois pratos corrugados são juntados com solda em suas bordas, de modo que a parte côncava de um fique voltada para a do outro. O enrugamento dos

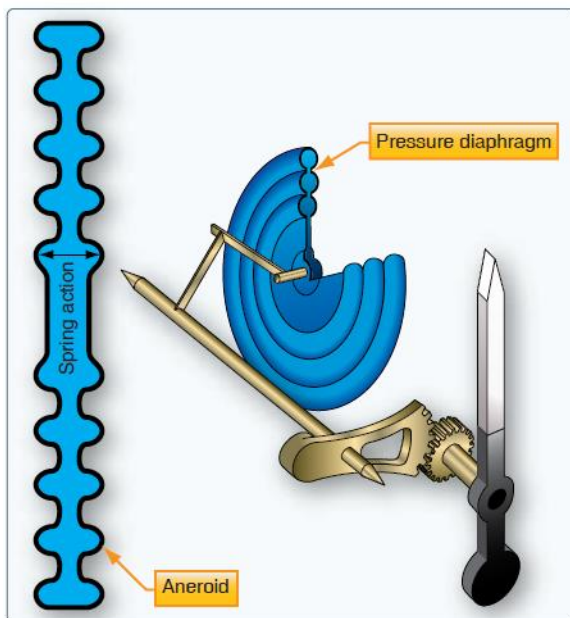


pratos permite aumentar a área que vai sentir a pressão e, ao mesmo tempo, possibilitar maior flexibilidade. A figura 1-34 mostra uma cápsula ou diafragma vista em corte transversal. Pode-se notar o corrugamento, a entrada da pressão e a solda das bordas.



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

Figura 1-33

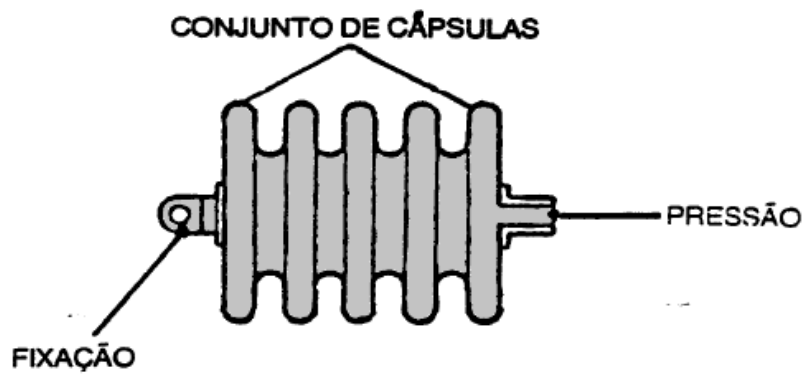


Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 1-34 Cápsula ou diafragma em corte

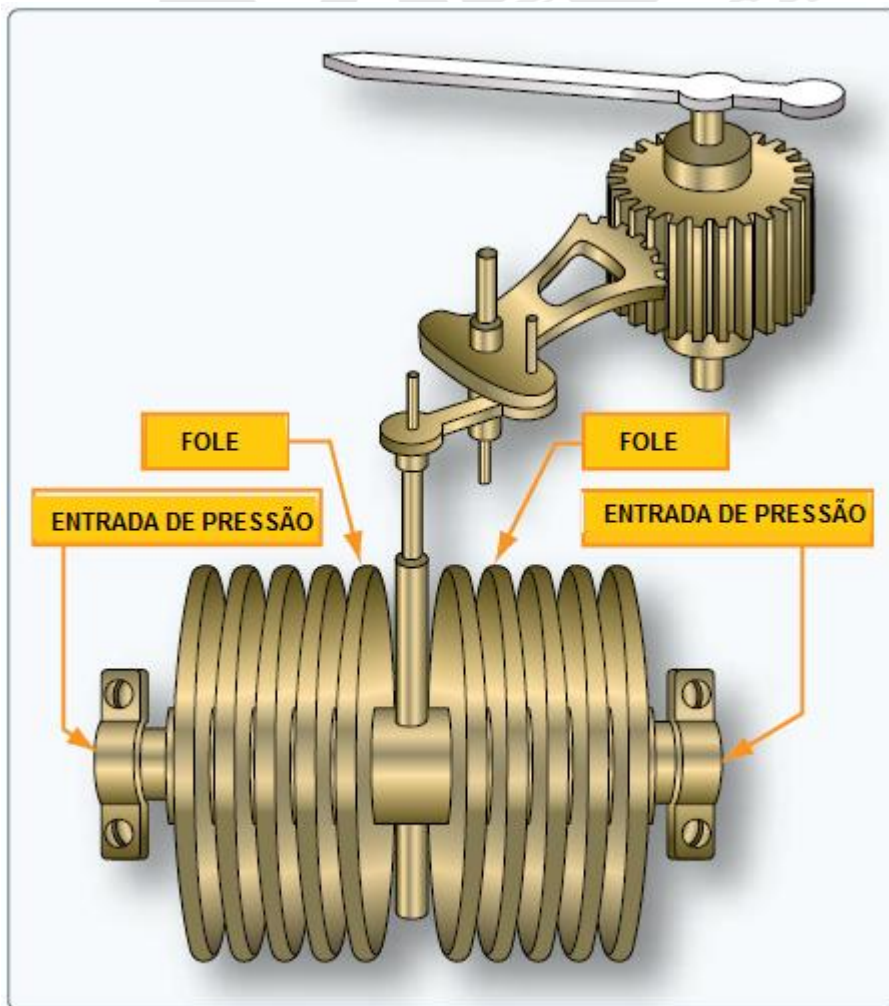
A figura 1-36 mostra um conjunto de cápsulas sanfonadas que possibilitam maior sensibilidade e melhor indicação.





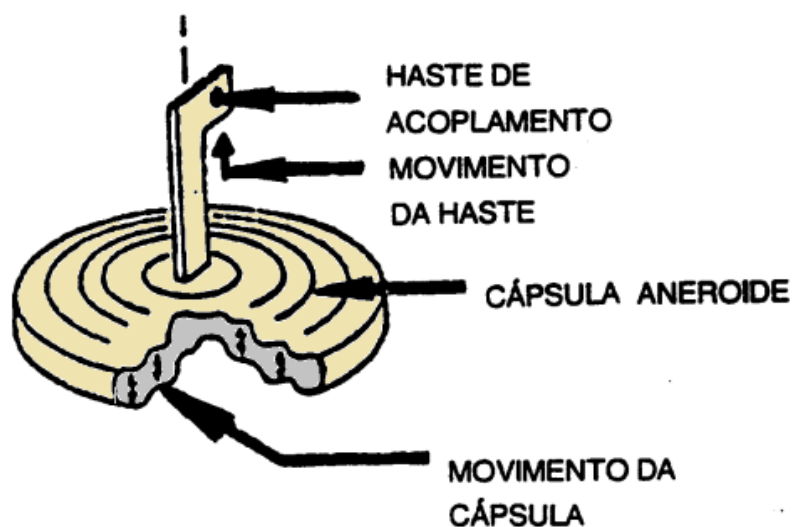
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-35



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

Figura 1-36 Cápsula sanfonada



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

Figura 1-37 Cápsula aneróide

A figura 1-37 mostra uma cápsula aneróide, hermeticamente fechada e que atuará sob os efeitos das variações de pressões externas.

Vê-se, também, uma haste que servirá para o acoplamento ao sistema que irá acionar o ponteiro indicador.

Os altímetros são instrumentos que empregam cápsulas aneróides.

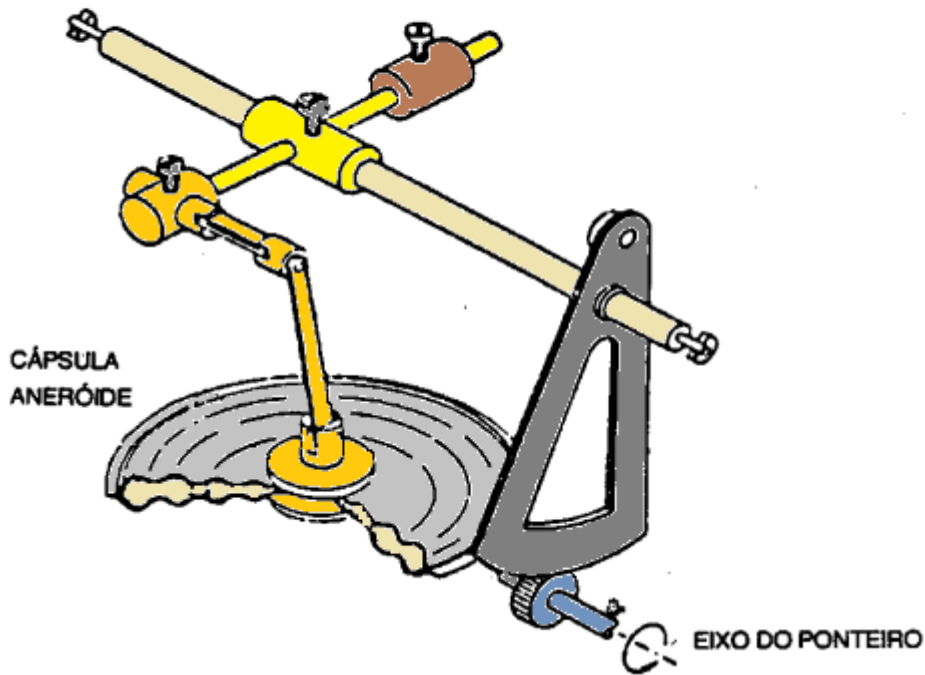
### Altímetro Padrão

O altímetro padrão tinha uma simples cápsula aneróide vazia, cuja expansão e contração movia um eixo basculante, um setor e uma engrenagem de pinhão, que era ligada a um ponteiro conforme ilustrado na figura 1-38.

**O mostrador para este instrumento era calibrado em "pés"**, e sempre que qualquer variação na pressão barométrica existente causava uma mudança na indicação da altitude, o mostrador podia ser girado e assim o piloto podia fazer o instrumento indicar zero, enquanto o avião estivesse no solo.

Esta simples forma de ajustamento tornava o voo local mais fácil para o piloto, mas era inútil para o voo através do país, porque a pressão barométrica do destino raramente é a mesma do ponto da decolagem.

Assim que as comunicações de rádio, em voo, tornaram-se possíveis, os altímetros com escalas barométricas ajustáveis foram desenvolvidos, capacitando o piloto a justar seu altímetro às condições barométricas existentes no local do pouso.



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

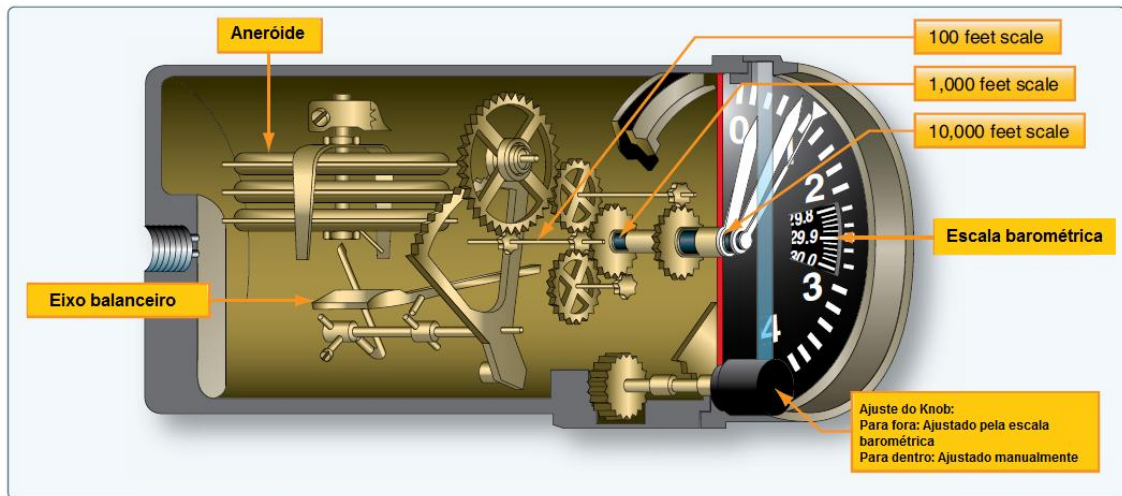
Figura 1-38 Altímetro padrão

Seu instrumento indicaria, então, ou zero quando suas rodas tocassem o solo ou, como é atualmente feito, indicaria sua altitude acima do nível médio do mar.

Dessa maneira, o piloto pode determinar sua altura acima dos objetos sobre o solo, e seu altímetro indicará a altitude oficial do aeródromo quando suas rodas rolarem sobre a pista. O gradiente vertical da pressão (redução da pressão com a altitude) não é linear, isto é, a mudança em pressão para cada mil pés é maior em altitudes mais baixas do que em níveis mais altos.

É possível projetar o enrugamento das câpsulas aneróides, de modo que sua expansão seja uniforme para uma mudança de altitude, em vez de uma mudança de pressão. O uso desse tipo de câpsula aneróide tem tornado possível o uso de ponteiros múltiplos e escalas uniformes. Os altímetros usados em aviões modernos, geralmente têm alcances de 20.000, 35.000, 50.000 e 80.000 pés.

A figura 1-39 ilustra uma das formas mais primitivas de altímetros sensitivos com três ponteiros.



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

Figura 1-39 Vista interna do altímetro primitivo de três ponteiros

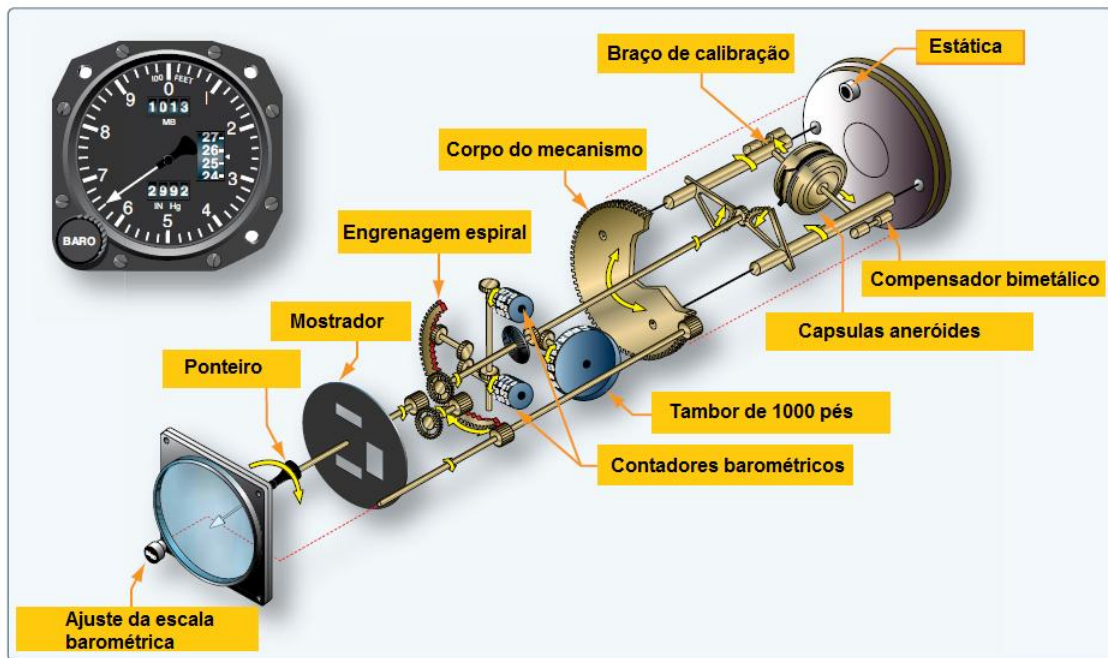


Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 1-40 Altímetro primitivo de três ponteiros

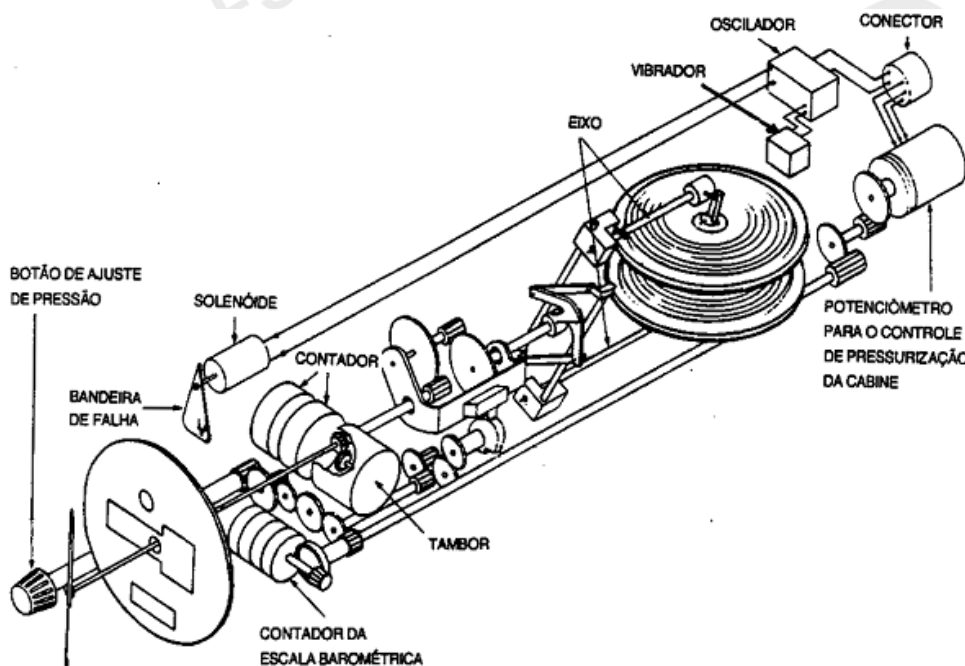
**O altímetro de três ponteiros é relativamente fácil de ser mal interpretado** porque o menor ponteiro é facilmente encoberto por um dos outros e, em aviões pressurizados com elevada razão de subida, é difícil saber-se a altitude aproximada. Acidentes têm sido atribuídos a pilotos que interpretaram erroneamente o pequeno ponteiro. Assim, os mais recentes modelos de altímetros substituíram o pequeno ponteiro por um marcador e um setor listrado, que desaparece por trás de uma cobertura numa determinada altitude,

conforme ilustrado na figura 1-41. A figura 1-42 é um diagrama esquemático do funcionamento deste altímetro.



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

Figura 1-41 Funcionamento de um modelo mais recente de altímetro



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

Figura 1-42 Diagrama esquemático de funcionamento do altímetro

As duas câpsulas acionam um eixo de ponteiro comum através de dois conjuntos de eixos oscilantes e elos compensados por temperatura.



A engrenagem cônica deste eixo aciona os três tambores.

Um botão de ajuste da pressão no solo ativa um disco de ressaltos para mover o ponteiro e fornecer a adequada referência de pressão.

Uma extensão no ajustamento de escala barométrica move um potenciômetro no sistema de pressurização da cabine, para relacioná-lo à pressão barométrica, que o piloto introduziu no altímetro de voo.

Alguns tipos de altímetro utilizam uma série de cápsulas aneroides empilhadas, para acionar os ponteiros.

Se, por exemplo, as cápsulas aneroides modificarem suas dimensões em  $\frac{3}{16}$  de polegada, o ponteiro mais comprido do mostrador girará trinta e cinco voltas completas.

Esta amplificação requer rubis em todos os pivôs principais, para reduzir ao máximo a fricção.

A fricção dentro do altímetro, mesmo sob condições quase ideais, é tal que para uma indicação precisa é necessário que haja vibração no instrumento.

Isto não é problema para aviões de motores alternativos, pois existe suficiente vibração do motor, mas o avião a jato frequentemente exige vibradores para o painel de instrumentos a fim de manter precisa a indicação do altímetro. O torque requerido para acionar os três tambores, além do ponteiro, torna obrigatório o uso de um vibrador e, em vez de depender de uma unidade montada externamente, um oscilador e um vibrador são incluídos no estojo do instrumento para fornecer exatamente a quantidade correta de vibração (para o instrumento). Um solenoide rotativo aciona um indicador de falha, para alertar o piloto quando o vibrador ficar inoperante.

## **Erros**

A verificação do altímetro visa confirmar se as indicações estão corretas dentro da faixa de tolerância prescrita para a operação do instrumento e detectar alguns vazamentos porventura existentes na linha estática. Visa, também, verificar se os ponteiros não estão prendendo durante o funcionamento. Para cada valor de altitude uma tolerância é permitida.

A tabela a seguir é um exemplo.

ALTITUDE (PÉS)	PRESSÃO EQUIVALENTE (POLEGADAS DE MERCÚRIO)	TOLERÂNCIA ± (PÉS)
...- 1.000	31,018	20
0	29,921	20
500	29,385	20
1.000	28,856	20
1.500	28,335	25
2.000	27,821	30
3.000	26,817	30
4.000	25,842	35
6.000	23,978	40
8.000	22,225	60
10.000	20,577	80
12.000	19,029	90
14.000	17,577	100
16.000	16,216	110
18.000	14,942	120
20.000	13,750	130
22.000	12,636	140
25.000	11,104	155
30.000	8,885	180
35.000	7,041	205
40.000	5,538	230
45.000	4,355	255
50.000	3,425	280

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

Tabela 1-43 Tolerâncias em relação à altitude

Além dos erros de temperatura, os altímetros estão sujeitos a outras espécies de erros, motivados por deficiência no mecanismo. O aneroide pode induzir a erros nas indicações do altímetro, dos quais o mais importante é conhecido como erro de Histeresis, chamado também de erro de impulso ou de atraso.

Esta espécie de erro é ocasionada pela impossibilidade das moléculas do metal, de que é feito o aneroide, de reagirem prontamente às rápidas variações de pressão que se fazem sentir sobre os contornos do aneroide.

### 1.10 AJUSTE DO ALTÍMETRO

#### Ajuste do "Zero"

Obtém-se a altitude-pressão do altímetro de estação, coloca-se os ponteiros do altímetro a zero, vibra-se ligeiramente o instrumento. A seguir, verifica-se a posição das marcas de



referência, suas indicações deverão coincidir com as da altitude de pressão da estação local, ou excedê-las de trinta pés, no máximo. Caso o erro exceda a tolerância permitida de trinta pés, ajusta-se o instrumento.

### **Ajuste do altímetro**

É a pressão lida na escala barométrica do altímetro, quando os ponteiros são ajustados na altitude local onde está pousado o avião. O número que aparecerá na escala barométrica é da pressão local convertida ao nível do mar, de acordo com a tabela de atmosfera padrão.

### **Elevação Calculada do Campo ou Altitude**

É o número indicado pelos ponteiros, quando a escala barométrica é ajustada no sistema de ajuste.

### **Variação da Altitude-Pressão**

É o mesmo que ajuste de altímetro, só que é indicado em pés, pois é o número dado pelos índices ou marcadores de referência quando se ajusta a escala barométrica ao sistema de ajuste de altímetro.

O movimento dos índices é sincronizado com os da escala barométrica, de modo que há uma correspondência fixa entre as indicações dos índices.

Daí se conclui que tanto faz ajustar-se o altímetro pelo sistema de ajuste de altímetro, recebendo-se o número em polegadas de Hg, ou em pés (variação da altitude-pressão), já que a correspondência entre ambas é fixa.

### **Ajustagem usando-se a Altitude do Campo**

Quando se desejar ajustar o altímetro de modo que seus ponteiros indiquem a altura do avião acima do ponto da terra sobrevoado ou, mais precisamente, acima do campo de aterragem, o piloto pedirá, pelo rádio, a pressão barométrica do local.

## Ajustagem usando-se a Escala Barométrica

Ajustam-se os ponteiros do instrumento para a altura do campo, por ocasião da decolagem. A escala barométrica do instrumento indicará, então, a pressão local, convertida ao nível do mar.

Sendo a pressão local igual à padrão, a leitura da escala barométrica será 29.92 Pol Hg. Sendo maior, a leitura será maior que 29.92. Sendo menor, a leitura será menor que 29.92. Para obter-se durante o voo, a altitude do avião, acima do nível do mar, basta ajustar-se a escala barométrica do altímetro para a pressão atmosférica do nível do mar. Esta pressão é obtida pelo avião, através de estação meteorológica.

### 1.11 ALTÍMETRO CODIFICADOR

#### Generalidades

O controle do tráfego aéreo pelo radar permite que um fluxo de tráfego de alta densidade torne-se suave e ordenado, mas, até recentemente, o controlador não tinha conhecimento exato da altitude do avião que ele estava seguindo.



Fonte: [silicontexcel.com](http://silicontexcel.com)

Figura 1-44

O "transponder" responde ao radar do solo com um código, dando ao controlador certas informações que ele necessita. O "transponder" tem 4.096 códigos disponíveis. Assim, a mais recente geração de altímetros não somente fornece ao piloto uma indicação de sua altitude, mas também codifica o "transponder", permitindo-lhe responder à estação no solo com um sinal que dará uma indicação visível, na tela do radar, da altitude do avião a cada 100 pés.

**A maioria dos altímetros codificadores, ora em uso, utiliza codificadores óticos. Neste sistema, as cápsulas acionam um disco de vidro com setores transparentes e opacos.**

Uma fonte de luz brilha através do disco sobre as células fotoelétricas, as quais convertem o movimento do disco em sinais codificados para o "transponder".

Este tipo fornece um alto grau de precisão com poucas exigências de torque.

### **Codificador - Princípio**

O codificador opera de acordo com o sistema de código de Gillham, que é um código linear ICAO aprovado para transmissão de dados de altitude para fins de controle de tráfego aéreo.

Sua faixa de operação cobre um total de 49.000 pés, com incrementos de 100 pés. A precisão do código em pontos de transição é de  $\pm 20$  pés.

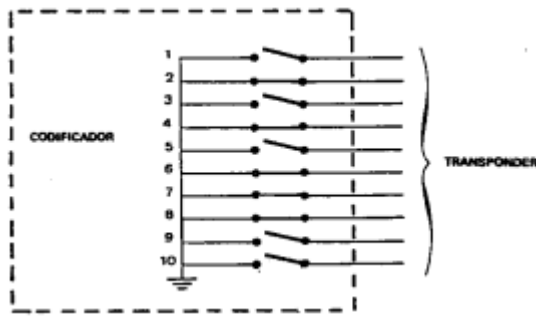
O dado codificado é provido por meio de um disco codificador de vidro que gira entre uma faixa intercalada de dez pares de diodos emissores de luz e fototransistores formando parte de uma unidade sonora.

Pistas metálicas no disco de vidro codificador transparente agem como obturadores para instruir a passagem de luz entre os dados emissores de luzes e os fototransistores enquanto o disco codificador gira.

Esta ocorrência é utilizada para estabelecer ou interromper a passagem para um potencial de terra de dez circuitos externos ou canais que levam ao transponder da aeronave.

Este último opera em conjunto com o IFF da aeronave para transmitir a informação de altitude codificada para o controle de tráfego aéreo. Permuta desta condição de terra sobre os dez canais de transponder permite operação de acordo com o código Gillham como demonstra a figura 1-45.

O exemplo esquemático mostrado representa a condição do codificador a uma altitude de 10.000 pés. Os diodos emissores são energizados por uma fonte de alimentação de DC.



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

Figura 1-45 Condição do codificador a 10.000 pés.

### Operação do Transponder

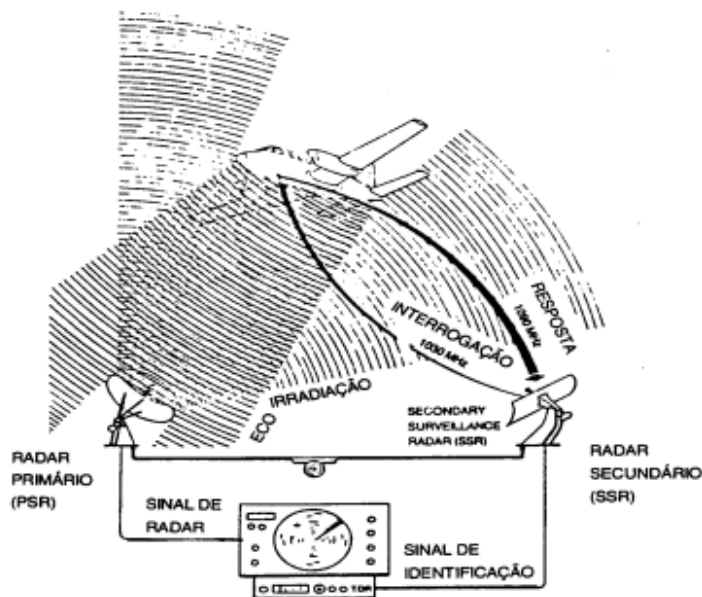
O transponder responde a todas as interrogações válidas do radar ATC, com sinais em código. O sinal de resposta é usado, pelo controlador ATC, a fim de localizar e identificar a aeronave equipada com transponder, que **transmite em 1090MHz e recebe em 1030 MHz. Vários tipos de radares de vigilância são usados no sistema ATC. Contudo, somente os radares primários PSR e o secundário SSR estão funcionalmente relacionados com o transponder.**

O PSR é usado a fim de localizar e manter todos os aviões dentro da área de controle. O SSR, com varredura sincronizada com o PSR, é utilizado a fim de identificar os aviões equipados com transponder, pela transmissão de sinais de interrogação e recepção de respostas.

As informações codificadas do PSR e do SSR são apresentadas na tela do radar do controlador ATC.

Além da identificação, o controlador tem as informações de distância e direção de todas as aeronaves dentro da área de controle.

O transponder opera no **modo A ou C. Quando o transponder é interrogado no modo A, por uma estação de terra, ele responde como o código selecionado no painel de controle.** Este código consiste de quatro dígitos, variando cada um de zero a 7.



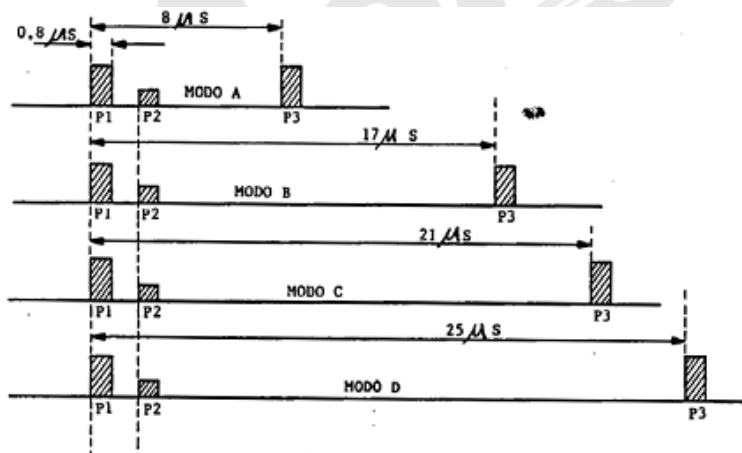
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-46 Esquema de operação do transponder

Deste modo, os códigos poderão ser selecionados de 0000 até 7777. Quando no modo C, o transponder informa a altitude da aeronave, através de sinais codificados, sempre que a aeronave é interrogada neste modo e esteja equipada com um altímetro codificador.

O transponder é interrogado através de um método de 3 pulsos. O espaço de tempo entre o 1º e o 3º pulso determina o modo de operação.

Existem 4 modos de operação, denominados A, B, C e D. No modo A, o sistema transmite somente sua identificação. O modo B, em alguns países, ocasionalmente substitui o modo A. O modo C é usado quando a aeronave possui altímetro codificador. Neste caso, a resposta do transponder inclui a informação de altitude da aeronave. O modo D, atualmente não está em uso.



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

Figura 1-47 Pulsos de interrogação do sistema transponder

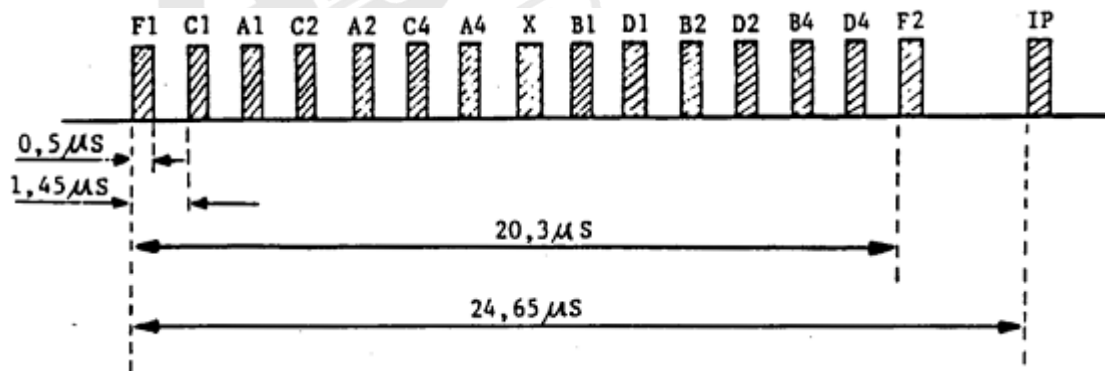
O sinal de interrogação, recebido, é analisado pelo transponder para determinar sua validade e o modo de operação.

Para este sinal ser válido, ele deverá ser do lóbulo principal do SSR e ser do modo A ou do modo C.

Quando um sinal de interrogação é válido, o sinal resposta é transmitido.

O sinal resposta codificado é composto de um trem de pulsos. O transponder é capaz de produzir de 2 a 16 pulsos de resposta codificada.

O número de pulsos gerados num sinal resposta é determinado pelo código selecionado na caixa de controle do transponder ou gerado pelo altímetro codificador. Um pulso de identificação é também transmitido 4.35 microssegundos após o último pulso de enquadramento. O pulso de identificação estará presente somente quando o interruptor IDENT da caixa de controle do transponder for liberado e por aproximadamente 20 segundos após sua liberação.



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

Figura 1-48 Posição dos pulsos do sinal resposta

## 1.12 INDICADOR DE RAZÃO DE SUBIDA

Este indicador é também conhecido pelos seguintes nomes:

- Indicador de velocidade vertical (VSI);
- Indicador de razão de subida e descida;
- Indicador de regime ascensional;
- Variômetro;
- Climb.



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

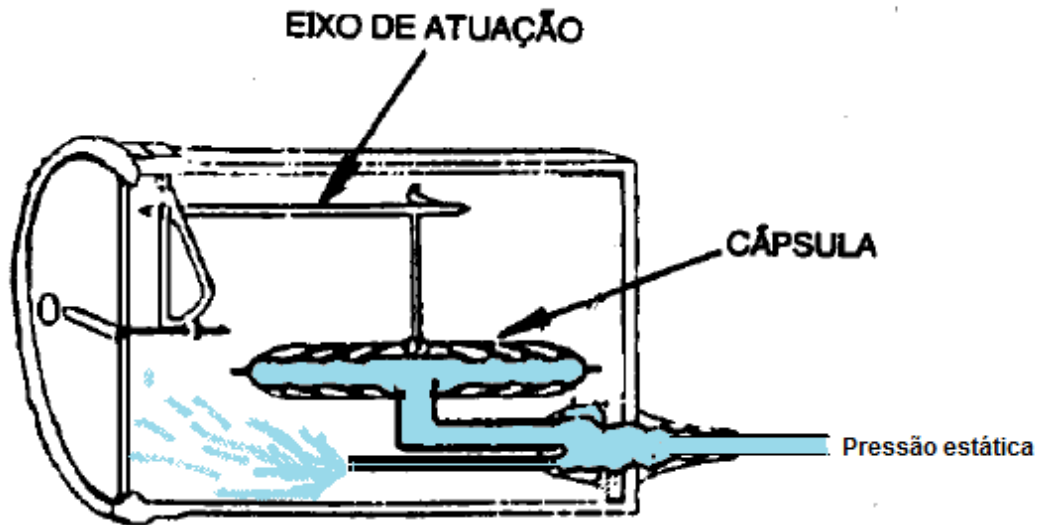
Figura 1-49

**Tem por finalidade indicar se a aeronave está subindo, ou em voo nivelado.**

O funcionamento deste instrumento está baseado no princípio de que à "medida que a altitude aumenta, a pressão atmosférica diminui". Basicamente, o mecanismo consiste de uma fenda calibrada, uma cápsula e um eixo de atuação que transmite os movimentos da cápsula para o ponteiro.

O ponteiro está encerrado em uma caixa hermética conectada à linha de pressão estática. Quando o avião está ganhando ou perdendo altitude, a pressão existente no exterior da cápsula aneroide é retardada com relação à pressão na parte interior do mesmo. O retardo é causado pela fenda calibrada que limita a mudança brusca da pressão no interior da cápsula aneroide. A diferença resultante da pressão faz com que a cápsula se contraia em uma ascensão e se dilate quando o avião está perdendo altitude. Através de um eixo de atuação os movimentos da cápsula são transmitidos ao ponteiro.

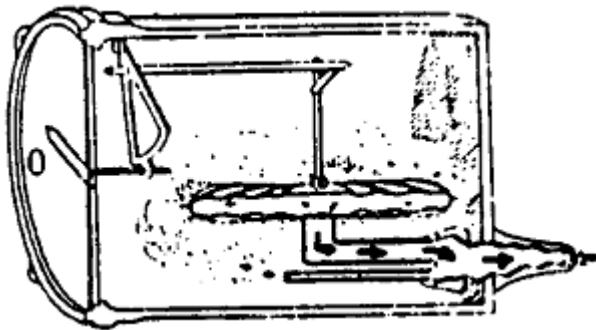




Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-50 Indicador quando em voo horizontal ou com o avião em terra

Como resultado disto o diafragma se contrai, fazendo com que o ponteiro indique a condição de subida (UP) conforme ilustrado na figura 1-51.

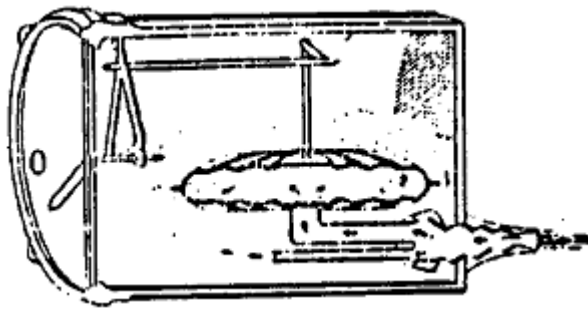


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-51 Indicador em condição de subida

A figura 1-52 ilustra a condição de descida.

A pressão que existe no exterior da cápsula é menor do que a do interior. Portanto, a cápsula se expande. O ponteiro indica a condição de descida (DOWN).

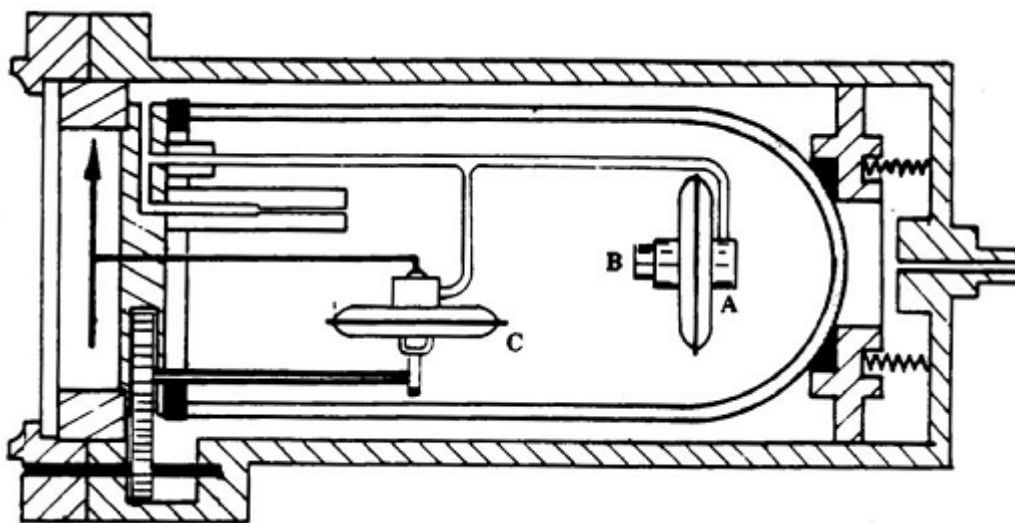


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-52 Indicador em condição de descida

Existem indicadores (figura 1-53), onde uma segunda cápsula (A) é instalada na parte posterior da caixa capaz de liberar o excesso de pressão.

Sua finalidade é proteger o mecanismo contra danos que podem ocorrer no caso de exceder-se o alcance máximo do instrumento. Isto pode acontecer numa descida brusca. Quando isso ocorre o excesso de pressão se expande e abre uma válvula de alívio (B), impedindo que a cápsula responsável pela indicação (C) se expanda demasiadamente.

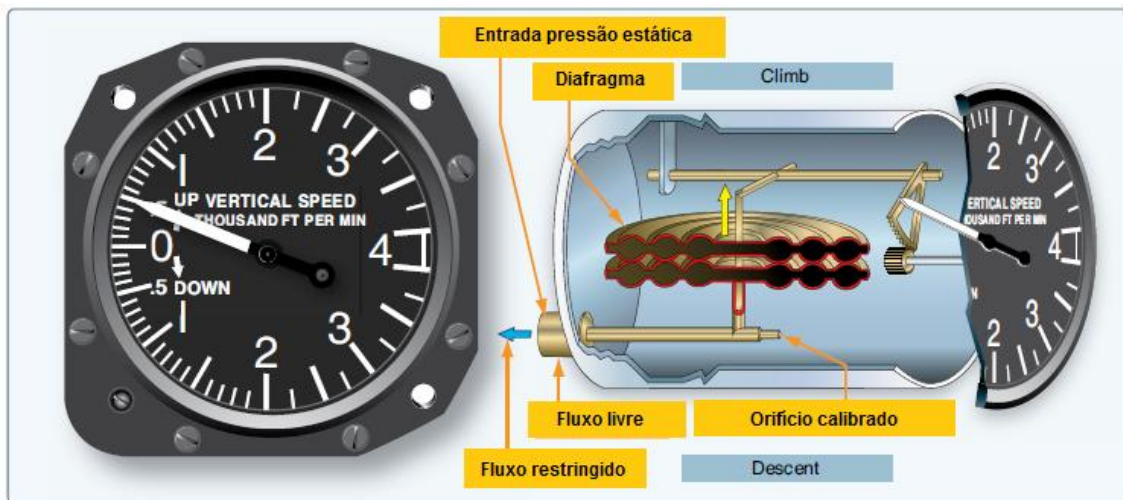


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 1-53 Tipo de indicador com duas cápsulas.

Este indicador não indica o ângulo do avião em relação ao plano horizontal. As graduações mais comuns do mostrador deste instrumento são: pés/minutos (FT/MIN) ou metros/segundo (M/SEC.). Na parte frontal do instrumento, encontra-se um parafuso (ou botão) para ajuste da posição zero.

O diagrama esquemático do indicador de razão de subida atualmente em uso é mostrado na figura 1-54.



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

Figura 1-54 Diagrama esquemático de um indicador



## 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.

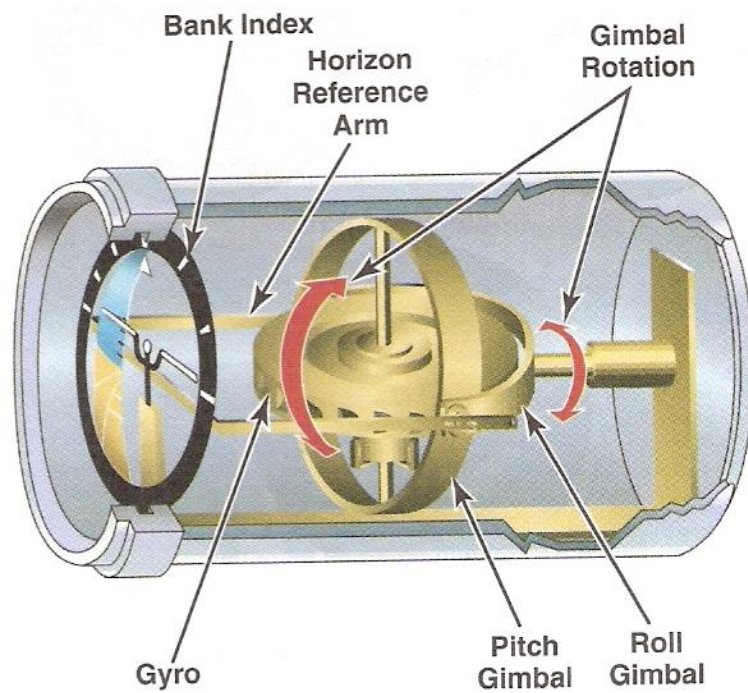


## No Próximo Módulo

Caro aluno,

No próximo módulo iremos aprofundar mais nos estudos dos instrumentos de voo, acionados por giroscópios cuja importância é fundamental para um voo seguro, veremos que estes instrumentos são muito interessantes e requerem cuidados especiais em sua manutenção.

Vamos lá!



Fonte: [www.pasionporvolar.com](http://www.pasionporvolar.com)

## MÓDULO II

### INSTRUMENTOS GIROSCÓPICOS

#### INTRODUÇÃO

Caro aluno,

Instrumentos de voo acionados por giroscópios são fundamentais para a segurança e eles requerem cuidados especiais para sua manutenção e eficiência.

Vamos juntos aprender um pouco mais sobre eles.

Bons estudos!

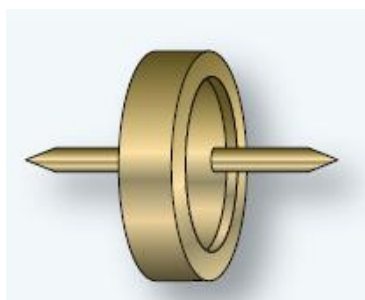
Três dos instrumentos de voo mais comuns são controlados por giroscópios. São eles:

- Giro Direcional;
- Horizonte artificial;
- Indicador de curva.

Para entendermos o uso destes instrumentos é necessário conhecermos os princípios do giroscópio, sistemas de alimentação e detalhes de construção e operação de cada instrumento. Sem o uso do giroscópio adaptado aos instrumentos de voo e navegação, seria impossível voar com precisão em qualquer condição de tempo.

O giroscópio é uma massa (roda, disco ou volume) que gira em torno de seu eixo e tem liberdade de giro em torno de um ou dos outros eixos perpendiculares ao seu eixo de giro. Para simplificar, vamos ilustrar sua construção passo a passo.

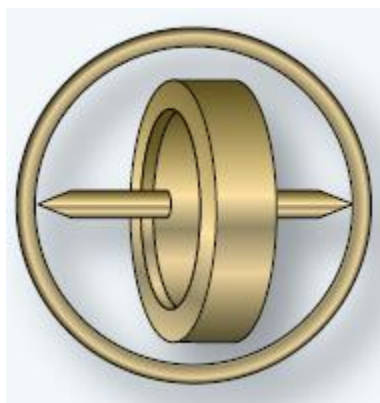
1. Imagine um rotor (massa girante) e um eixo.



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

Figura 2-1 Rotor e eixo

2. Coloque um suporte circular (gimbal) com rolamentos nos quais o eixo do rotor possa girar.



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

Figura 2-2 Suporte circular (gimbal)

3. Agora adicione outro suporte circular (gimbal) com rolamentos à 90° dos rolamentos do rotor, sobre os quais o conjunto anterior possa girar.



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

Figura 2-3 Adicionando o segundo gimbal

4. Coloque o conjunto montado, apoiado através de rolamentos horizontais num montante base e teremos um giroscópio.

Desconsiderando o eixo do giro, o giroscópio tem dois graus de liberdade. O conjunto pode girar em torno do eixo vertical e do eixo longitudinal (Figura 2-4).

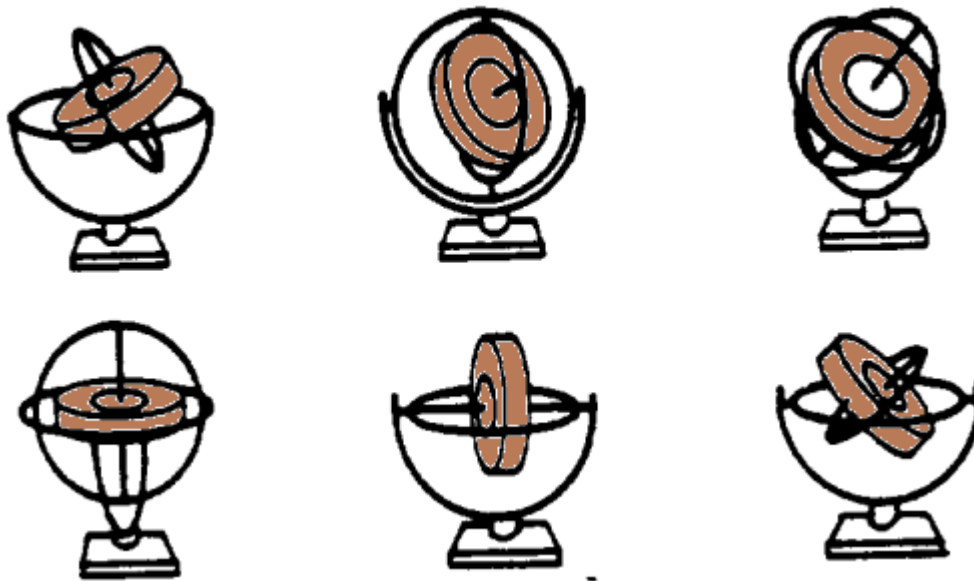


Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 2-4 Eixos de giro

5. Quando em repouso, o giroscópio nada tem de extraordinário. Ele é simplesmente uma roda que você pode girar em qualquer direção que não alterará o centro geométrico do conjunto.



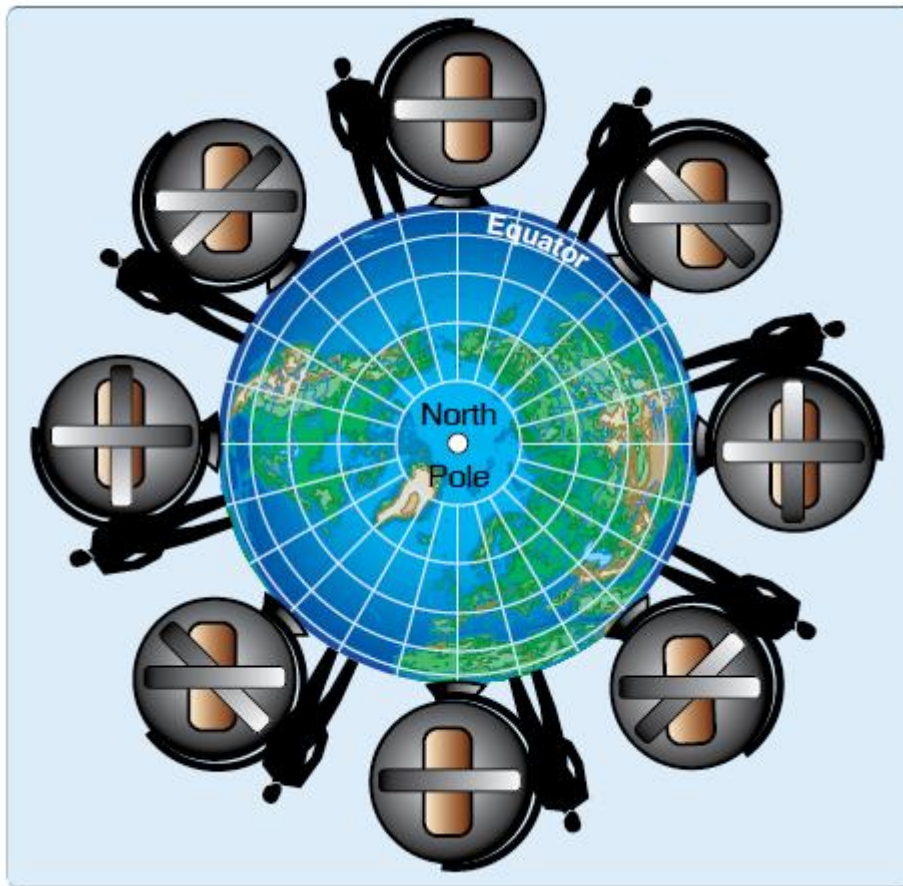


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-5 Giroscópio em repouso

6. Quando você gira o rotor, o giroscópio exibe a primeira de suas duas propriedades. Ele adquire um alto grau de rigidez e o seu eixo aponta sempre na mesma direção, independente de girarmos sua base para qualquer lado. Isto é chamado de INÉRCIA GIROSCÓPICA ou RIGIDEZ.





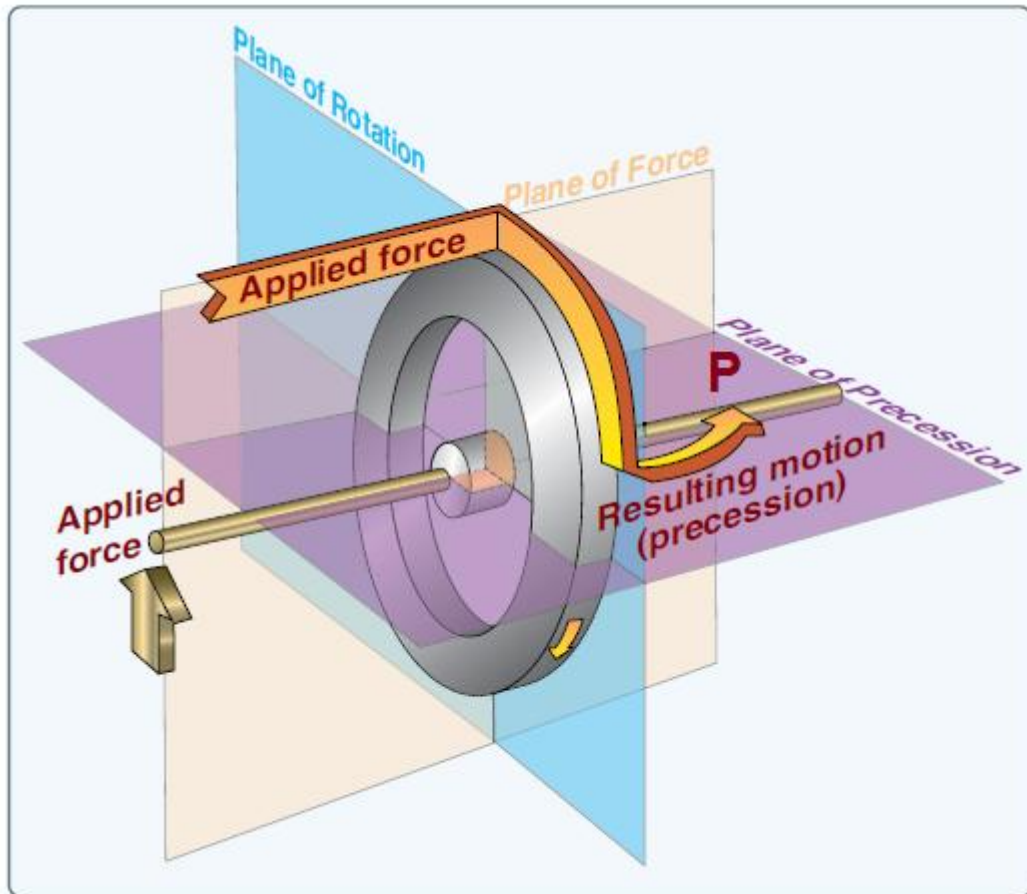
Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 2-6 Inércia giroscópica ou rigidez

7. A segunda propriedade chamada PRECESSÃO pode ser mostrada pela aplicação de uma força ou pressão ao giro, em torno do eixo horizontal.

Haverá uma resistência à força e o giro em vez de girar em torno do eixo horizontal girará ou precessará em torno do eixo vertical na direção indicada pela letra P.

Da mesma forma, se a força ou pressão for aplicada em torno do eixo vertical o giro irá precessar em torno do eixo horizontal na direção mostrada pela seta P.



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

Figura 2-7 Precessão giroscópica

### 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 giroinstrumentos.**

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.



Fonte: <http://newcfatales.blogspot.com.br/2010/07/flying-cessna-original.html>

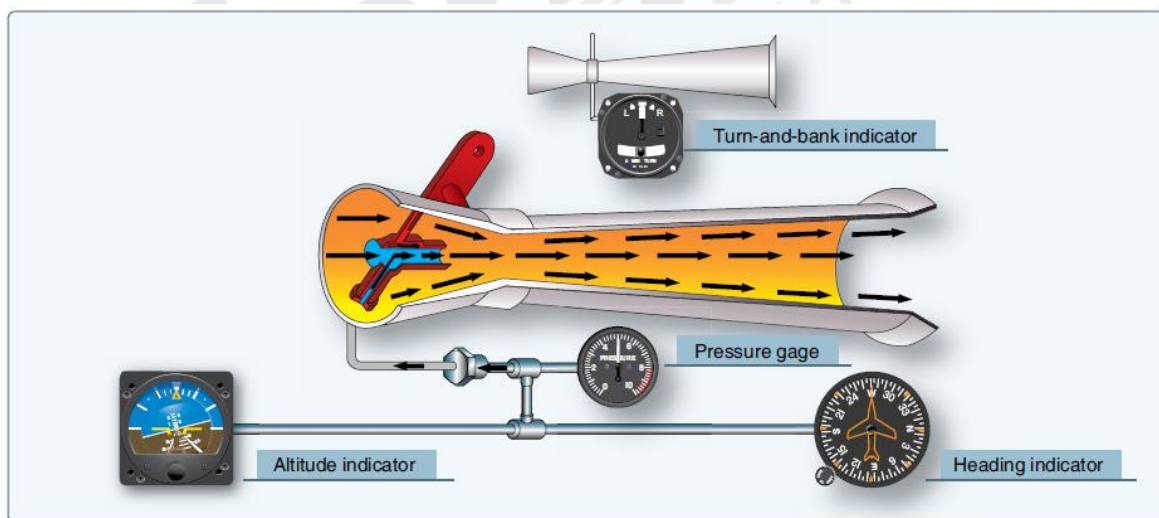
Figura 2-8

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 2-9.

A linha que sai do giroscópio (figura 2-9) está conectada no tubo de venturi montado no exterior da fuselagem do avião.

Através da velocidade aerodinâmica normal de operação, a velocidade do ar passando pelo venturi cria sucção suficiente para causar a rotação do giroscópio.

As limitações do sistema venturi são evidentes na ilustração da figura 2-9. O venturi é projetado para produzir o vácuo desejado a aproximadamente 100 m.p.h, sob condições padrão ao nível do mar. 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.



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

Figura 2-9 Sistema de vácuo com venturi.

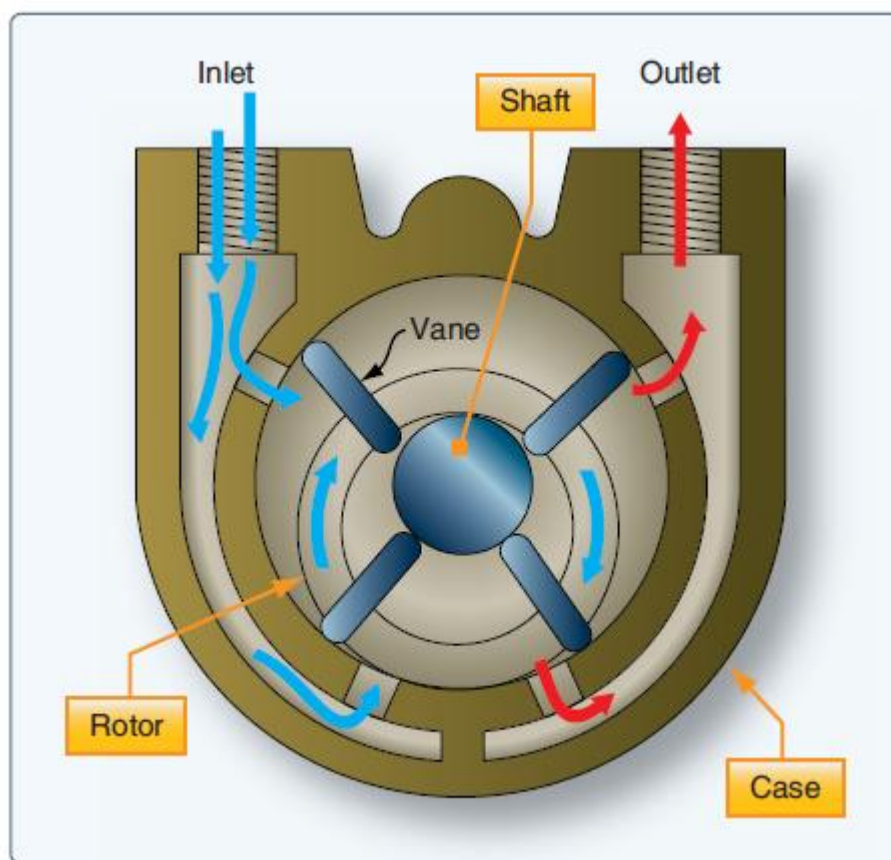
Como um rotor só atinge a velocidade normal de operação após a decolagem, as checagens operacionais de pré-voos dos instrumentos acionados pelo venturi, não podem ser executadas. Por esta razão o sistema é adequado somente para instrumentos de aviões leves de treinamento e voos limitados sob determinadas 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.

Uma bomba do tipo 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 o de 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 e óleo ou válvulas. De um modo geral, os sistemas de bomba seca ou lubrificada por óleo, são semelhantes.



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

Figura 2-10 Vista em corte de uma bomba de vácuo, do tipo palheta, girada pelo motor.

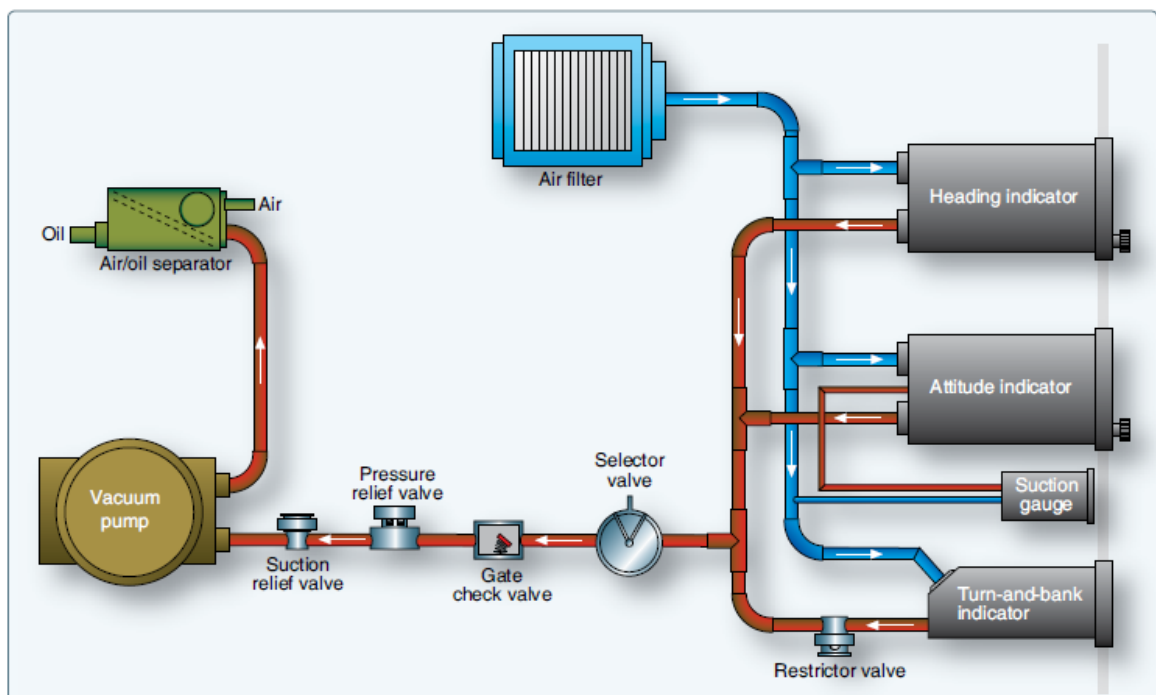
A principal desvantagem do sistema de vácuo com bomba de sucção movida pelo motor do avião refere-se a indicações imprecisas em voos a grandes altitudes. Fora a manutenção de rotina dos filtros e as tubulações que não existem nos sistemas giro elétricos, a bomba de sucção movida pelo motor é uma fonte tão efetiva para os aviões leves quanto o sistema elétrico de sucção.



## Sistema Típico de Sucção Produzida por Bomba

A figura 2-11 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.

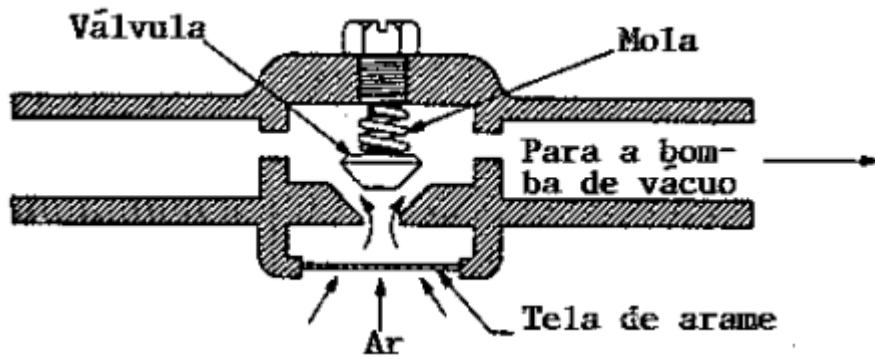
**Separador de ar e óleo** - O óleo e o ar da bomba de vácuo são eliminados através do separador, o ar é soprado para fora e o óleo retorna para o interior do motor.



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

Figura 2-11 Típico sistema de vácuo com bomba movida pelo motor da aeronave

**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 para a pressão atmosférica (figura 2-12).



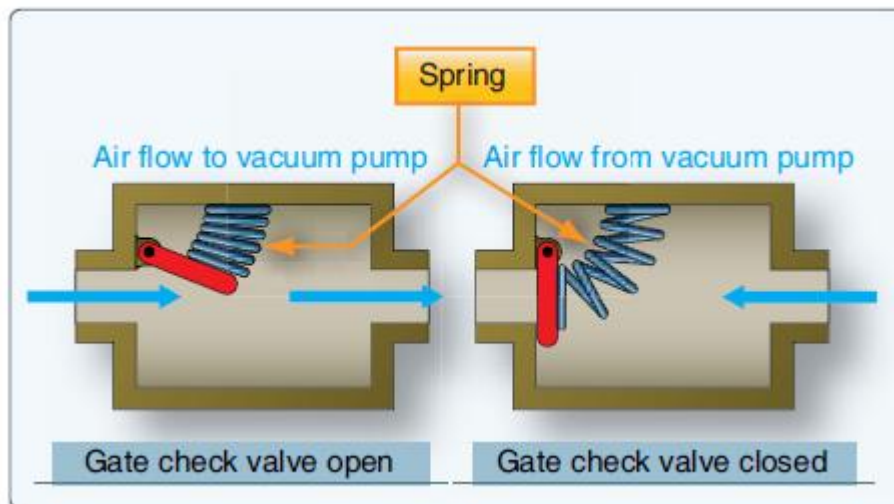
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-12 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 direção única previne possíveis danos aos instrumentos pelo retrocesso do motor, que reverteria o fluxo de ar e óleo proveniente da bomba (ver figura 2-13).



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

Figura 2-13 Válvula unidirecional.

**Válvula seletora** - Em aeronaves bimotoras 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 outro motor ou pane da outra bomba, com uma válvula incorporada para fechar e isolar a bomba deficiente.

**Válvula restritora** - Como o instrumento que indica inclinação e curva, o "turnandbank" necessita e opera com menos sucção que a requerida para outros instrumentos giroscópicos, 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 indicador de sucção.

Em aeronaves que não tem o filtro mestre instalado, cada instrumento tem seu filtro próprio.

Um sistema individual de filtro, com uma obstrução, esta 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 ultimo 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.

### **Operação de um Sistema Típico**

O esquema de um sistema de sucção típico para um avião bitomotor é mostrado na figura 2-29.

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.

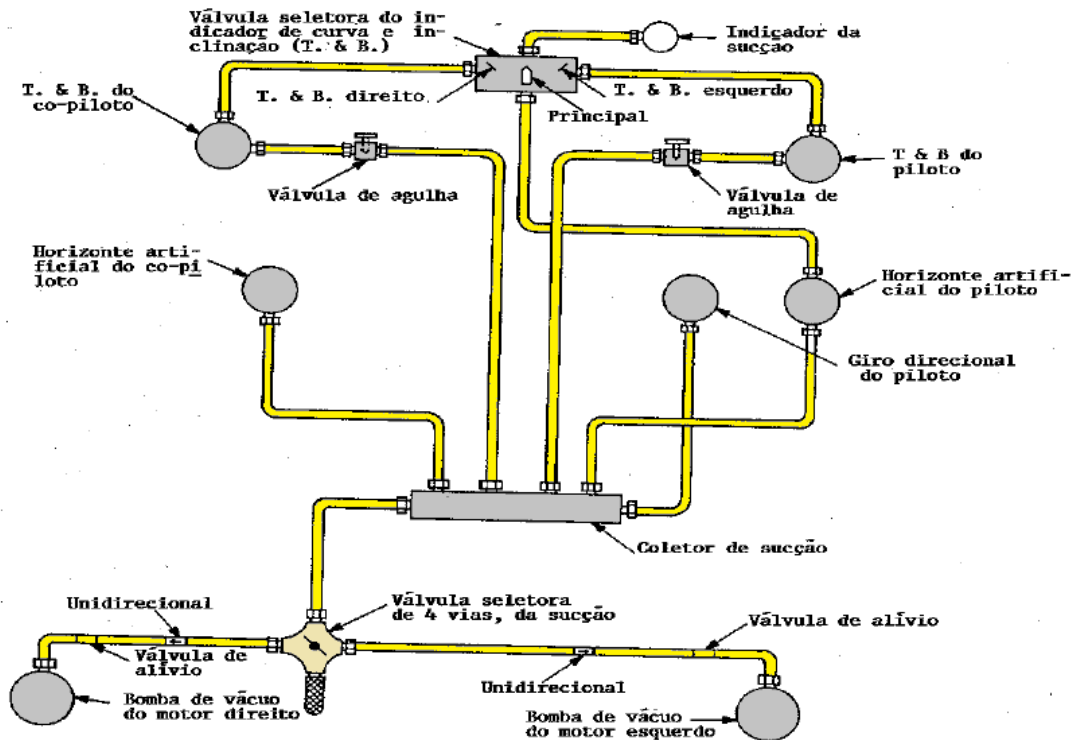
As linhas de sucção são dirigidas desde cada bomba de sucção, através de uma válvula de alívio e de uma unidirecional para a seletora de quatro posições.

Da válvula seletora de quatro posições, as linhas do sistema de vácuo dos motores são dirigidas através de tubulações flexíveis, conectadas aos instrumentos operados a vácuo. Dos instrumentos, as linhas são orientadas até o indicador de sucção e passam por uma válvula seletora dos indicadores de curva (turnandbank).

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 os indicadores de curva (turnandbank) pode ser verificado.



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

Figura 2-14 Sistema de vácuo de uma aeronave multimotora

### Giroscópios de Atitude Acionados por Sucção

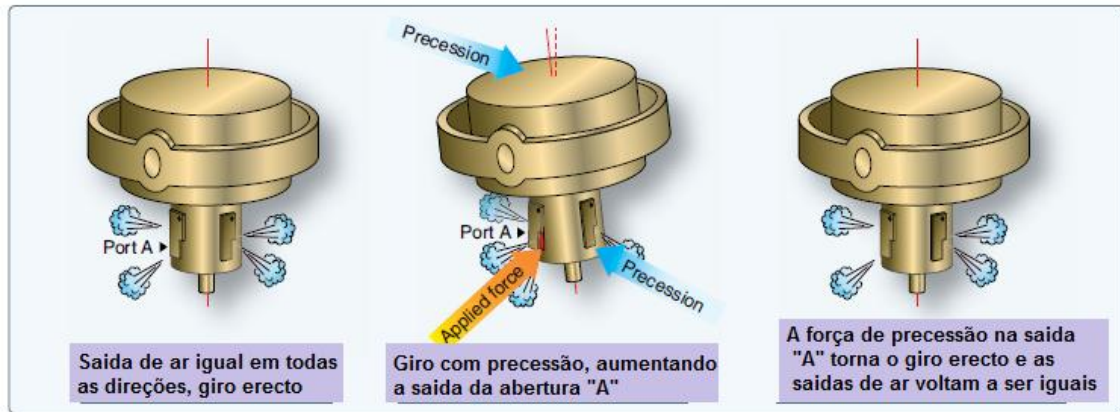
Em um típico sistema giroscópico de atitude movido por sucção, o ar é succionado através do filtro e então, através de passagens no eixo traseiro e no anel interno do giroscópio, é direcionado para dentro do alojamento onde é dirigido contra as palhetas do rotor, através de dois orifícios em lados opostos.



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

Figura 2-15 Típico horizonte artificial que utiliza giroscópios de atitude acionados por sucção

O ar então passa através de quatro orifícios igualmente localizados e distanciados na parte inferior da caixa do rotor e é sugado pela bomba de sucção ou venturi (figura 2-16). A 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.



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

Figura 2-16 Mecanismo de ereção de um indicador de atitude a vácuo.

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.

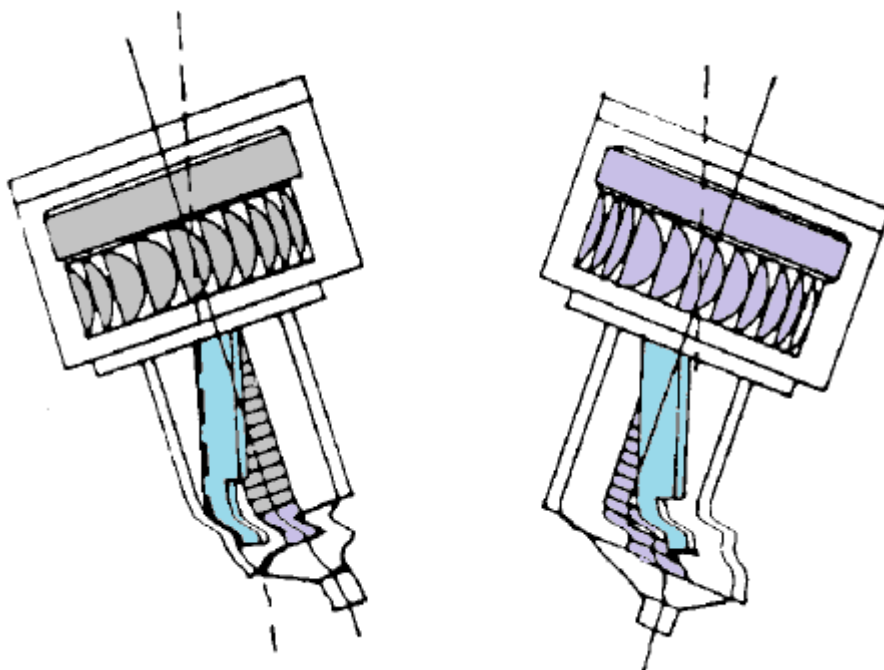
Qualquer inclinação do rotor afeta o equilíbrio total das palhetas pendulares fazendo com que uma palheta feche o par do lado oposto, enquanto a palheta oposta se abre na proporção correspondente.

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 2-53).



Fonte: Evandro Ferreira

Figura 2-17



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

Figura 2-18 Ação das palhetas pendulares.

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.

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 cada 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.

## **Giroscópios Operados por Pressão**

A disponibilidade de bombas de pressão, na qual nenhuma lubrificação seja necessária, faz com que o sistema 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.

### **Práticas de Manutenção de um Sistema de Sucção**

Erros nas apresentações do 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 mal funcionamento das bombas.

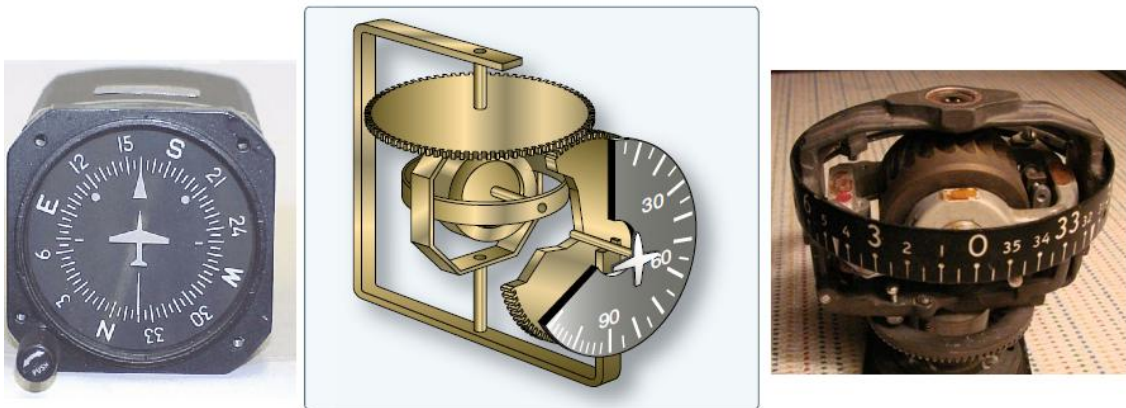
Tais erros podem ser minimizados pela instalação apropriada, por inspeção e práticas de manutenção adequadas.

### **2-1 GIRO DIRECIONAL**

Tem a finalidade de estabelecer uma referência fixa, para que se mantenha a direção do voo. Em conjunto com a bússola, indicará o rumo ou direção do avião.

Serve também para indicar a amplitude das curvas.

Neste tipo de giro, o eixo de rotação é colocado na horizontal. Dois processos de indicação de mudança de direção são usados nos giros direcionais.



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

Fonte: <http://www.cps-parts.com/scripts/prodView.asp?idproduct=1180>

Figura 2-19 Processos de indicação de rumo.

A indicação horizontal foi muito utilizada nos giros direcionais movidos por corrente de ar. A indicação vertical foi de menor utilização ainda. A figura 2-19 mostra os dois casos. Cumpre aqui ressaltar que, em ambos os casos, o que se movimenta é a escala (o avião) e não o volante do giro.

A ilusão que se tem ao observar o instrumento é devido ao esquecimento de que o avião é que está mudando de rumo.

## 2.2 INDICADOR DE ATITUDE

Também chamado de:

- Horizonte artificial;
- Indicador do horizonte;
- Indicador de voo;
- Giro horizonte;
- Giro vertical.





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

Figura 2-20 Indicador de Atitude

**Dá a indicação visual da posição do avião em relação ao horizonte.** A relação entre o avião miniatura com a barra horizontal é a mesma entre o avião e o horizonte verdadeiros. Através de um botão de ajuste o piloto pode mover o avião miniatura para cima ou para baixo para ajustá-lo ao horizonte artificial.

Alguns modelos de ADI possuem um mecanismo de ereção rápida, que deve ser feito somente em voo reto e nivelado.

O mecanismo deste instrumento consiste de um pequeno conjunto de rotor giroscópico, colocado de modo que o eixo do rotor fique na vertical.



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

Figura 2-21 Posição vertical do eixo do rotor independente da posição da aeronave

A figura 2-22 mostra que qualquer que seja a manobra realizada o giro permanece inalterado na posição vertical (aprumado).

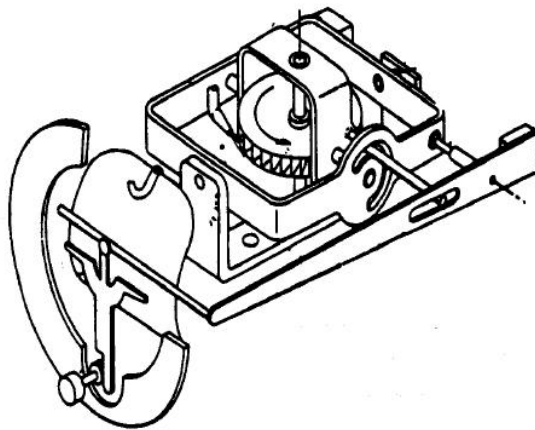


Fonte: <http://www.flightlearnings.com/2010/09/30/attitude-indicator/>

Figura 2-22 Posição vertical do giroscópio

### Indicador de Atitude Movido a Ar

Nos indicadores de atitude, movidos a ar, o giroscópio gira numa velocidade aproximada de 12.000 r.p.m.



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

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

Figura 2-23 Indicador de atitude movido a ar.

O giroscópio atua a barra horizontal e as pequenas asas em frente ao instrumento, representam o avião.

Apesar da barra parecer que está se movendo, ela é realmente a única coisa que não se move relativamente ao horizonte da terra. A informação do giroscópio atua a barra-horizonte através de um pino-guia que sai do alojamento do giroscópio, através de uma abertura no suporte da barra-horizonte.



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

Figura 2-24 Vista frontal do indicador de atitude

Sendo acionado a ar, este instrumento não contém ímãs. Está, por isso, completamente livre de avarias elétricas e não é afetado por perturbações magnéticas.

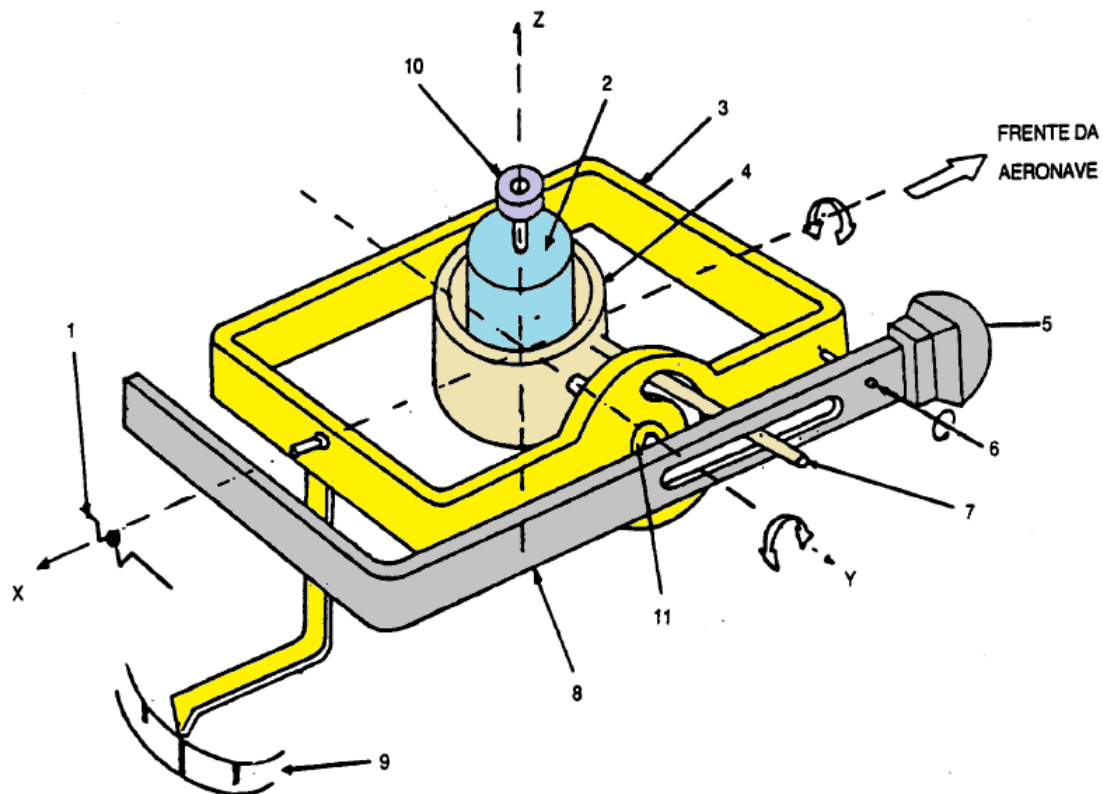
Este instrumento não se retarda no funcionamento e, assim, o piloto pode manipular seus controles, a fim de colocar o avião na posição desejada, observando a relação existente entre o avião miniatura e a barra do horizonte, com referência à imagem que está no mostrador do instrumento. As posições longitudinal e lateral do avião, relativas ao horizonte e à terra, podem ser vistas. As marcas de inclinação lateral no topo do mostrador indicam o número de graus de inclinação lateral, mas é invertido, pois ele se move para a direita, quando a inclinação é para o lado esquerdo.

### **Indicador de Atitude Elétrico**

Para facilitar a compreensão, divide-se o instrumento em algumas partes como: sistema de detecção e indicação de atitude; sistema de ereção natural ou nivelamento e sistema de ereção rápida.

### **Sistema de Detecção e Indicação de Atitude**

Este sistema é mostrado de forma simplificada na figura 2-25.



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

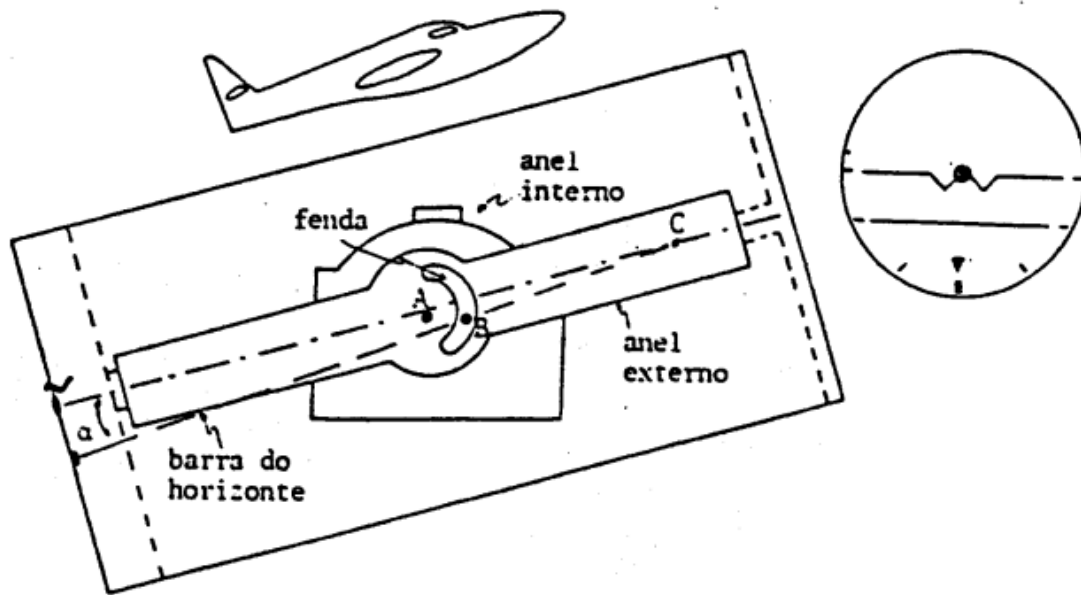
Figura 2-25 Sistema de detecção e indicação de atitude

1. Avioneta;
2. Rotor;
3. Anel (gimbal) externo;
4. Anel (gimbal) interno - muitas vezes é a própria caixa do rotor;
5. Contrapeso da barra (através dele faz-se o equilíbrio da barra);
6. Pivô (barra-anel externo);
7. Barra de amplificação do ângulo de arfagem (pino-guia da barra);
8. Barra do horizonte;
9. Conjunto de indicação do ângulo de rolagem;
10. Rolamento do rotor (são dois, um em cada lado do eixo);
11. Rolamento do anel (são dois, um em cada lado da caixa).

Na caixa do instrumento, o conjunto é fixado através de outros dois rolamentos. A energia para o motor do rotor é transmitida por molas tipo cabelo (que não têm a função de ajudar a conservar o anel externo na horizontal). Contatos especiais com o mínimo de atrito permitem à energia chegar até o enrolamento do estator. A energia para esses rotores

geralmente é trifásica de 115 volts 400 ciclos que faz com que o rotor gire em torno de 22.000 rpm. Analisando-se a figura 2-26 é fácil entender como a barra do horizonte movimenta-se em relação à avioneta.

A barra do horizonte é conectada ao anel interno (caixa do rotor) pela barra de amplificação (pino-guia) e ao anel externo pelo pivô (eixo, barra-anel), identificado pelas letras "B" e "C" na figura 2-26.



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

Figura 2-26 Movimento da barra horizonte em relação à avioneta

O pino-guia tem liberdade para se deslocar no interior das fendas, tanto do anel externo quanto da barra. Note-se que "B" é ponto imposto pelo anel interno (rotor). O rotor fica fixo em relação ao anel interno e "C" é ponto imposto pelo anel externo. O anel interno não se movimenta qualquer que seja o movimento da aeronave (atitude). Então o ponto "B" também não se movimenta.

O anel externo pode movimentar-se e quando isso acontecer o ponto "C" também o fará acompanhando o anel externo.

"A" é o ponto do anel interno, portanto não se move. Logo, somente o ponto "C" é móvel. Agora suponhamos que a aeronave execute uma subida. A caixa do instrumento acompanha o movimento porque está fixada à aeronave. A avioneta também o faz porque está fixada à caixa. O anel externo também executa o mesmo movimento (em torno do eixo "Y") porque está fixado à caixa, por meio de rolamentos na parte dianteira e traseira. Ora, se o anel externo movimenta-se, então "C" movimenta-se, porém "A" e "B" não o fazem.



É fácil concluir que a barra de horizonte desloca-se a partir de um ângulo (alfa).

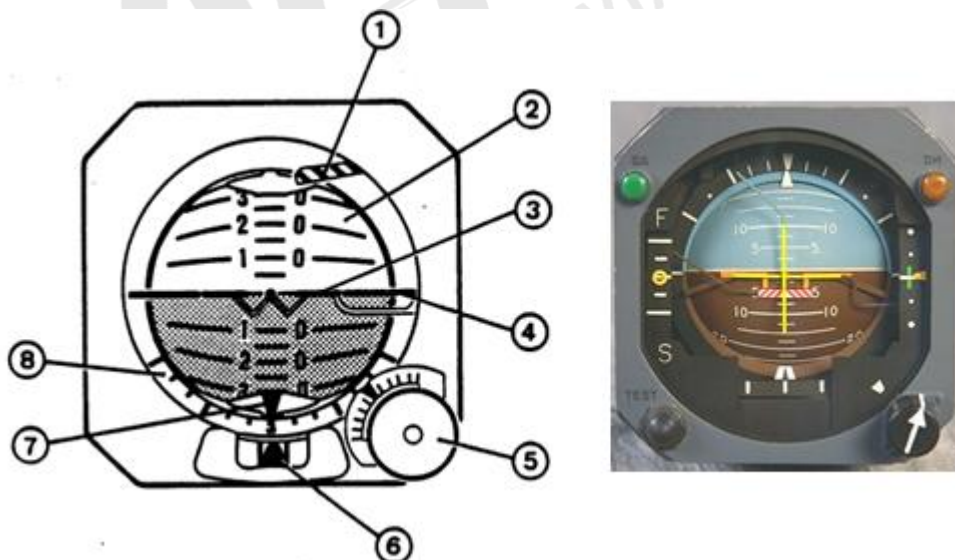
Veja-se agora quando a aeronave faz rolagem.

A caixa do instrumento acompanha o movimento e a avioneta também, porém, a caixa do rotor e o anel externo não o fazem o que acarreta a barra ficar estática.

O movimento de rolagem pode ocorrer em 360 graus (se não houver batente) e em arfagem o movimento é limitado a mais ou menos 85 graus a fim de evitar o fenômeno de trancamento no anel interno.

A restrição, porém, é feita na fenda do anel externo e por onde passa a barra de amplificação. Se a barra tocar em um dos extremos da fenda em arco, surgirá um torque tal que fará o anel externo girar 180 graus em torno do eixo "X".

A figura 2-27 apresenta um indicador de atitude com a função de cada controle ou indicador.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
[www.pasionporvolar.com](http://www.pasionporvolar.com)

Figura 2-27 Indicador de atitude.

Funções do indicador de atitude:

1. **Bandeira off** - Aparece quando o indicador de atitude não está energizado.
2. **Escala de arfagem** - Apresenta, em relação ao avião-miniatura, a atitude de arfagem em graus. Quando a atitude se aproxima de vertical, tornam-se visíveis as marcas + + + + (subida) ou - - - - (mergulho).



3. **Avião-miniatura** - Representa o avião. Pode ser regulado para corrigir diferenças na altura dos pilotos a fim de evitar o erro de paralaxe.

4. **Linha do horizonte** - Representa a linha do horizonte.

5. **Botão de ereção e ajuste** - Quando girado, movimenta verticalmente o avião-miniatura. Puxado, energiza o sistema de ereção rápida do giroscópio.

6. **Indicador de derrapagem** - Permite coordenar as curvas.

7. **Índice de rolamento** - Referência para a determinação da atitude de rolamento.

8. **Escala de rolamento** - Apresenta a atitude com referência ao índice de rolamento.

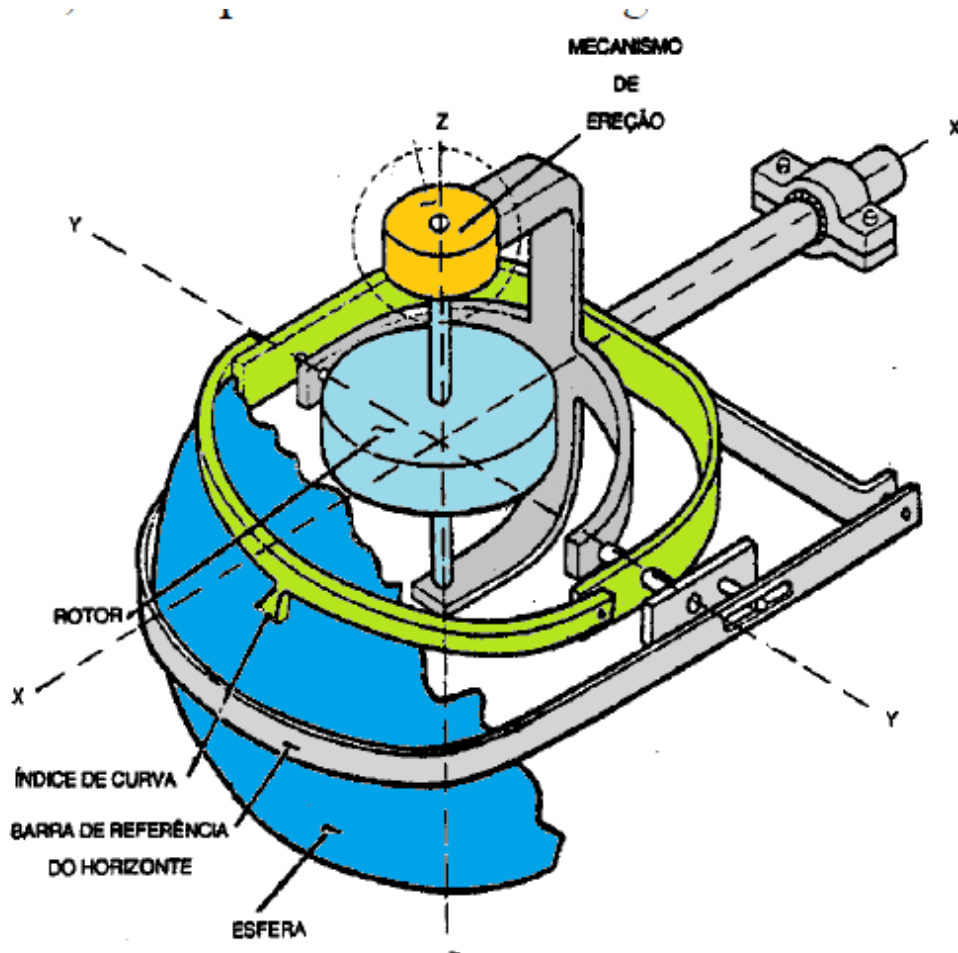
### **Sistema de Ereção Natural**

O giroscópio vertical prático tem que ter seu eixo de rotação coincidente com a vertical do lugar (giro preso). Uma série de fatores tende a deslocar esse eixo: rotação da Terra, movimento da aeronave (translação), fricção, desequilíbrio, etc.

Por tais motivos, é necessário fazer-se alguma coisa que mantenha o eixo ereto, isto é coincidente com a vertical do lugar. Em geral, os sistemas adotados são do tipo mecânico ou elétrico.

#### **A - Sistema Mecânico**

O mecanismo de ereção, cuja finalidade é obrigar o giroscópio a tomar a posição vertical, está localizado no extremo superior do eixo do rotor, como pode ser visto na figura 2-28.

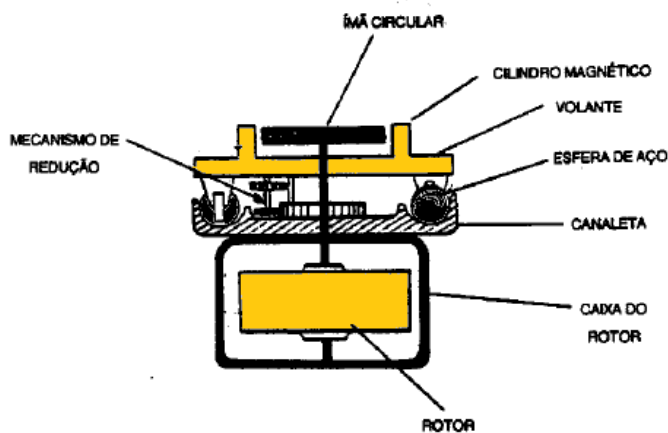
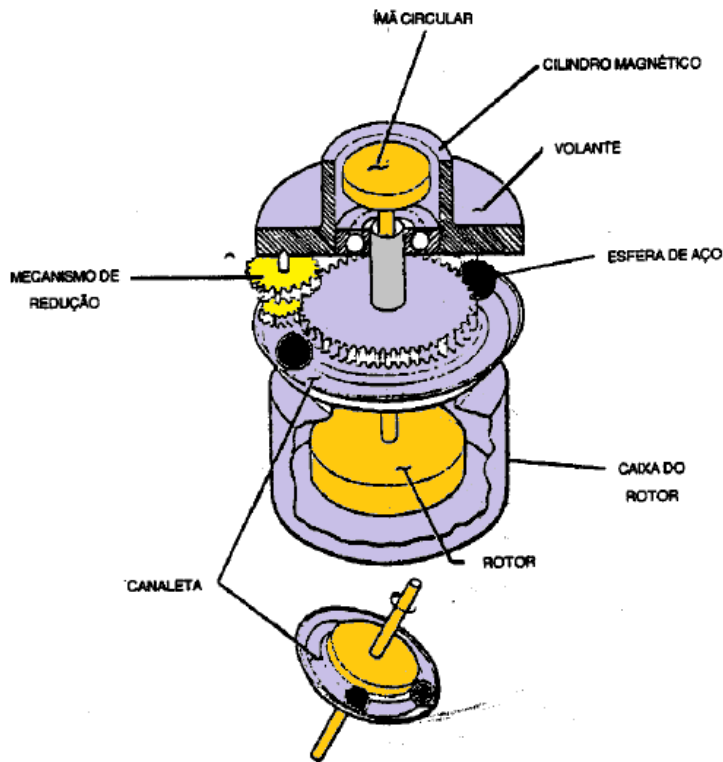


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-28 Mecanismo de ereção

Este sistema é chamado de esferas móveis. Veja as figuras 2-29 e 2-30. Um ímã está ligado diretamente ao eixo do rotor e gira com ele a aproximadamente 22.000 r.p.m.

Envolvendo este ímã há um cilindro magnético que não mantém contato com ele. Um volante unido ao cilindro torna mais uniforme a rotação.



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

Figura 2-29 Detalhamento do mecanismo de ereção

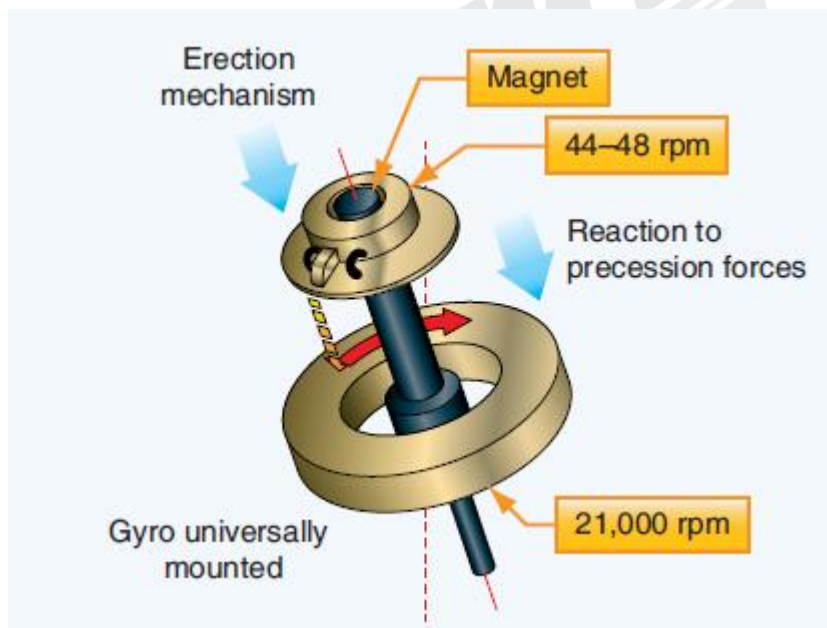
À medida que o ímã gira, formam-se correntes parasitas (corrente de Foucault) que arrastam o volante, no que é dificultado pelo sistema de engrenagens.

A velocidade do volante é controlada pelo mecanismo de redução e retenção que opera como um eixo e roda de escape de relógio, atua como um freio, suportando e soltando alternadamente a parte impulsora do mecanismo. Podem-se fazer ajustes finos na rotação, imantando-se ou desimantando-se o ímã.

A velocidade do volante é mais ou menos 50 rpm. Sob o volante existe uma canaleta com duas esferas de aço. Dois pequenos rebaiços são feitos na canaleta, distanciados de 180°. Assim a canaleta das esferas gira lentamente.

Quando o giroscópio está na vertical o sistema está nivelado, as esferas mantêm-se em seus rebaiços, porém, se o giro se inclina uma metade da canaleta estará mais baixa do que a outra. Uma das esferas passará para o lado mais baixo e a outra estará segura pelo braço que a empurra.

Neste momento uma precessão é aplicada (deslocada de 90°), obrigando o giroscópio a verticalizar-se.



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

Figura 2-30 Verticalização do giroscópio

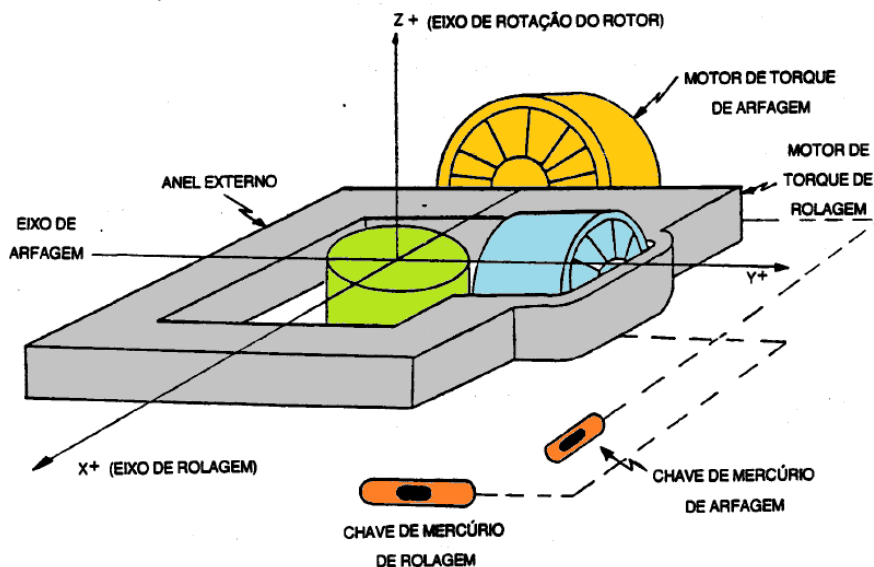
## B - Sistema Elétrico

Este sistema de reposicionamento vertical do giroscópio consiste de dois motores de controle de torque operados independentemente por chaves de mercúrio.

Uma das chaves é montada em paralelo ao eixo de arfagem e a outra, ao eixo de rolagem conforme ilustra a figura 2-31.

Como o próprio nome indica, a chave de arfagem detecta o "movimento de arfagem do eixo do rotor do giro" e não o movimento de arfagem da aeronave. Da mesma forma, a chave de rolagem detecta o movimento de rolagem do rotor do giro.

Pode-se concluir que as chaves de nível, de alguma forma, devem ser solidárias ao anel interno (caixa do rotor).



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

Figura 2-31 Sistema de reposicionamento vertical

O estator de cada motor de torque possui dois enrolamentos: um de controle e outro de referência. A corrente que alimenta o enrolamento de controle está defasada de aproximadamente 90 graus em relação à corrente do enrolamento de referência.

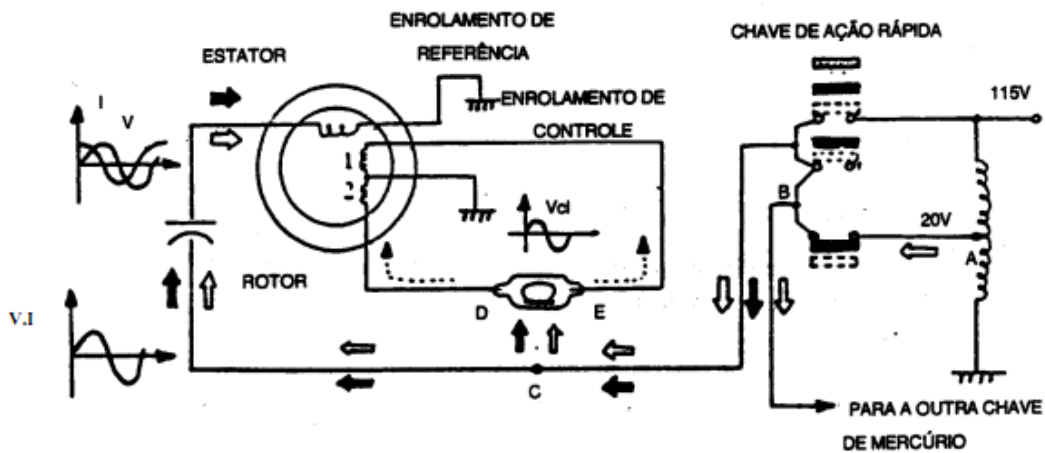
Isso significa que o motor de torque pode ser levado a produzir forças sobre o anel externo num sentido ou noutro, o que produzirá a precessão do rotor giroscópico (ou do anel interno) num sentido ou noutro em torno do eixo de arfagem (se for o motor de arfagem) ou do eixo de rolagem (se for o motor de rolagem).

A função da chave de nível é exatamente fechar o circuito de alimentação dos enrolamentos do estator (controle).

O diagrama para um dos motores é mostrado na figura 2-32.

Note-se que a chave de nível possui três eletrodos.

Acompanhe o funcionamento supondo que se trata do motor de arfagem.



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

Figura 2-32 Diagrama de um sistema de reposicionamento vertical

O eixo do rotor giroscópico tem a mesma direção da vertical do lugar. Neste caso a bolha de mercúrio faz contato apenas com o eletrodo "C". Portanto, só há corrente no enrolamento de referência.

Não havendo corrente no enrolamento de controle, o motor não desenvolve torque.

O eixo do rotor giroscópico está inclinado em relação à vertical do lugar e em torno do eixo de arfagem "Y".

Agora a bolha de mercúrio faz contato com os eletrodos "C" e "D" (ou "E"), portanto, o enrolamento de controle (uma das metades) é alimentado com uma corrente defasada de 90 graus em relação à corrente no enrolamento de referência.

Note-se que se a bolha fechar os contatos "C" e "D", a corrente no enrolamento de controle tem certo sentido. Se a bolha fechar os contatos "C" e "E", a corrente nesse enrolamento terá sentido oposto. Isto significa que o torque no anel gímbal externo pode atuar num sentido ou noutro.

Observe que a tensão de alimentação é cerca de 20 volts, obtida dos 115 volts, por meio do autotransformador.

No circuito também está incluída a chave de ereção rápida que alimenta os enrolamentos com 115 volts diretamente, o que produz corrente mais intensa e, portanto, torques mais elevados.

O circuito de ereção rápida será oportunamente comentado.

O sistema de ereção natural faz o eixo do rotor do giroscópio se movimentar para a vertical, numa taxa aproximada de 5 graus/minuto.

## **Sistema de Ereção Rápida**

Quando o eixo do rotor do giroscópio está muito afastado da vertical do lugar, utiliza-se o sistema de ereção rápida para restabelecer o posicionamento do eixo.

Dois sistemas de ereção rápida em uso, atualmente, serão agora estudados.

### **A - Chave de Ereção Rápida**

É o sistema mostrado no diagrama ilustrado na figura 2-32.

Sob condições normais de operação, o sistema é alimentado com 20 volts, só funcionando a ereção lenta.

Ao pressionar-se o botão da chave, o sistema passa a ser alimentado com 115 volts, resultando um maior torque dos motores. A taxa de ereção fica entre 120 graus/min e 180 graus por minuto (no mínimo 20 vezes maior que a taxa de ereção lenta ou natural).

É preciso tomar certos cuidados na utilização dessa chave. Primeiramente, a chave não deve ser mantida pressionada por mais de 15 segundos a fim de evitar superaquecimento nas bobinas do estator devido a altas correntes. Só deverá ser pressionada quando a aeronave estiver nivelada ou com pequenos ângulos de subida e descida.

O motivo é que, quando a aeronave está realizando uma curva, subindo ou descendo, surgem forças (centrífugas por exemplo). Se pressionada a chave, num momento desse, a força produzida pelo motor de torque e as forças mencionadas adicionar-se-ão resultando precessões diferentes da desejada, o que redundará em falsas indicações.

### **B - Método Eletromagnético**

Um eletroímã circular é fixado no interior da caixa do instrumento, acima de uma armadura com formato de "guarda-chuva". A armadura tem aproximadamente o mesmo diâmetro do eletroímã e é montada no anel do rotor.

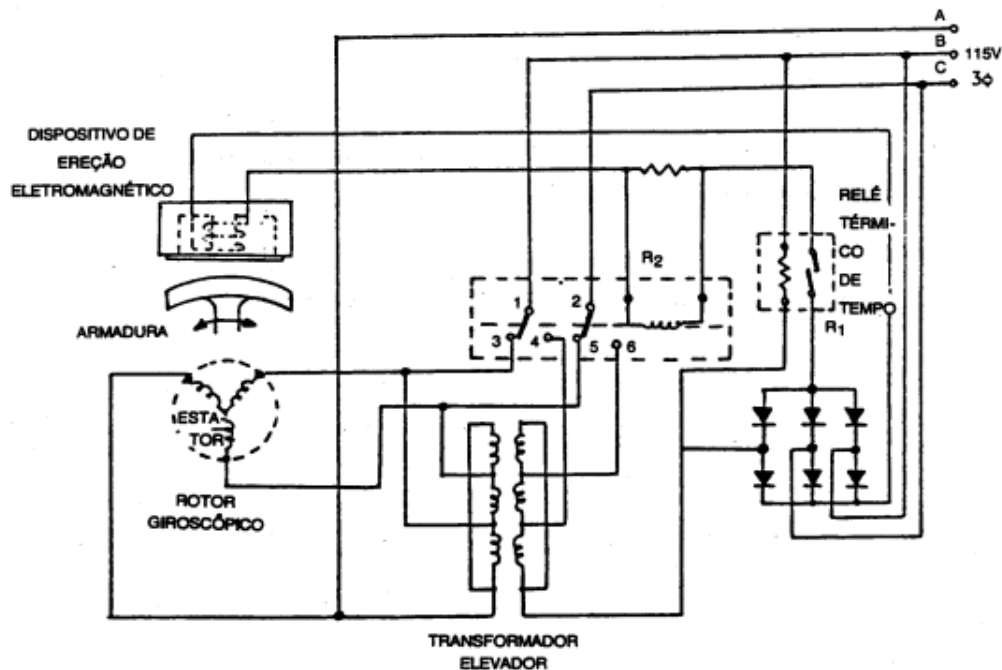
O método eletromagnético é mostrado na figura 2-33.

Quando a alimentação de 115 volts, 3 fases, é ligada, o retificador é alimentado. Sua saída é uma corrente contínua (CC) que alimenta o enrolamento de eletroímã e de R2 através do contato de R1. O enrolamento de R1 é alimentado a partir da fase B.



Os contatos de R2 são comutados de 3 para 4 e de 5 para 6, alimentando o primário do transformador. A saída no secundário é uma tensão maior que 115 volts e é aplicada a dois dos três enrolamentos do estator do rotor giroscópico.

A aplicação de uma tensão mais elevada propicia um conjugado de partida, mais elevado, do motor de indução.



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

Figura 2-33 Diagrama ilustrando o método eletromagnético

Se, no momento que o sistema for alimentado, o rotor estiver inclinado (e a armadura também), o eletroímã exercerá uma força de atração maior na região da armadura que estiver mais próxima dele.

Em consequência surgirá um torque e o rotor precessionará até que seu eixo coincida com a vertical do lugar.

Nesse momento, a armadura tem seus pontos igualmente afastados do eletroímã e o torque será nulo.

Depois de 20 segundos de iniciado o processo, o relé de tempo abre-se e o eletroímã não é mais alimentado.

Também os contatos de R2 revertem-se e o estator passa a ser alimentado com 115 volts.

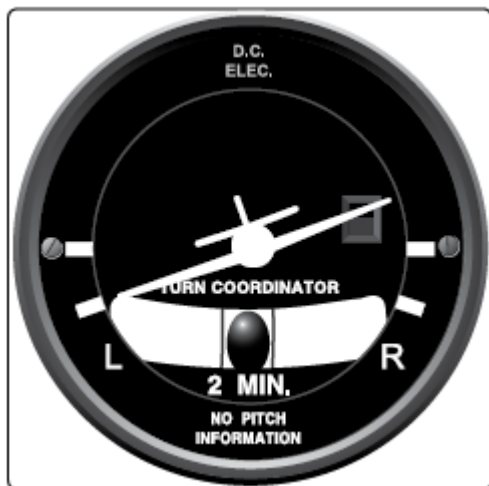
## Taxa de Ereção

Taxa de ereção é o deslocamento angular do eixo do giro na unidade de tempo. Deslocamento este produzido pelo sistema de ereção. Sua unidade mais usual é "grau/minuto".

A taxa de ereção típica dos giros-horizontes varia de 3 graus/min a 5 graus/min.

## 2.10 INDICADOR DE CURVA E DERRAPAGEM

Tem a finalidade de possibilitar ao piloto, efetuar curvas de precisão e coordenar o leme de direção e o aileron.



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

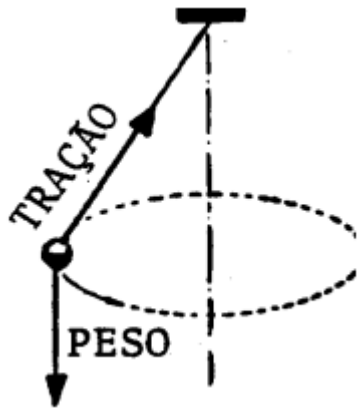
Figura 2-38

### Princípio de Funcionamento do Indicador de Derrapagem

Antes de estudar o mecanismo da curva de uma aeronave, estudar-se-á o movimento de uma bola de chumbo pendurada num cabo de aço, em movimento circular. Existem forças atuando sobre a bola, porém conforme ilustrado na figura 2-35, podemos considerar apenas duas:

- Peso da bola;
- A tração do cabo.

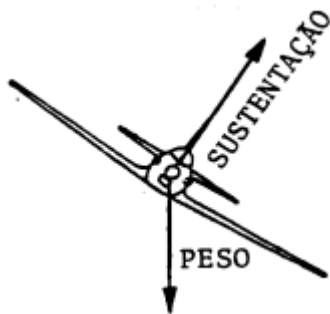
O mecanismo da curva de uma aeronave é idêntico, conforme ilustrado na figura 2-36, porém, como não existe nenhum cabo de aço, o piloto deve providenciar uma força que substitua a tração produzida pelo mesmo.



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

Figura 2-35 Esfera em movimento circular

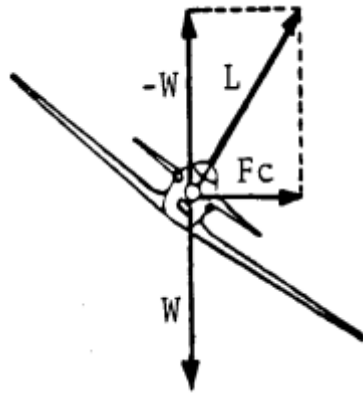
Isso é conseguido inclinando-se as asas e aumentando o ângulo de ataque, a fim de produzir uma sustentação igual à tração do cabo de aço.



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

Figura 2-36 Aeronave em curva

A força de sustentação numa curva deve ser maior que o peso da aeronave. De fato, a sustentação pode ser dividida em dois componentes:



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

Figura 2-37 Componentes de forças que atuam na aeronave em curva

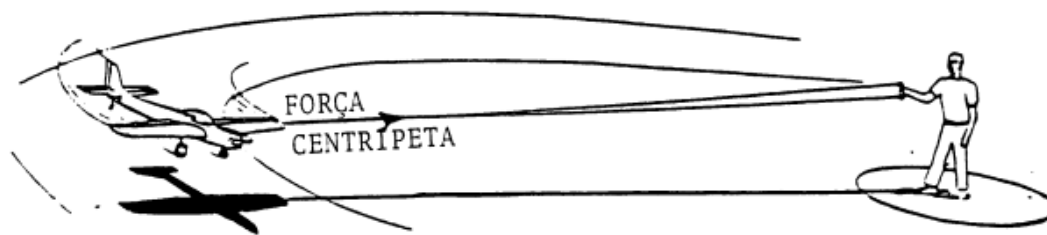
- a) Componente vertical ( $-W$ ), que deve ser obrigatoriamente igual ao peso. Isso só é possível se a sustentação for maior que o peso;
- b) Componente horizontal ( $F_c$ ), chamada força centrípeta.

A figura 2-37 ilustra as componentes de força atuantes na aeronave durante uma manobra de curva.

A força centrípeta aumenta com o peso e a velocidade da aeronave e diminui com o raio da curva.

Esse fato pode ser facilmente compreendido se imaginarmos um aeromodelo voando em círculos (figura 2-38).

A força centrípeta é o esforço exercido pelo braço do aeromodelista.

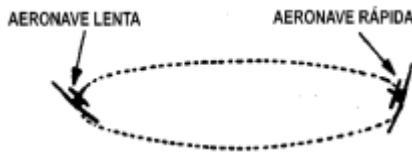


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-38 Atuação da força centrípeta

Nota: A comparação é válida, apesar das asas do modelo estarem niveladas e não inclinadas como uma aeronave real.

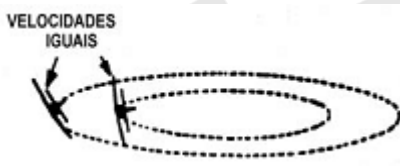
O ângulo de inclinação aumenta quando a velocidade aumenta.



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

Figura 2-39 Aumento do ângulo de inclinação com o aumento da velocidade.

O ângulo de inclinação diminui quando o raio da curva aumenta.



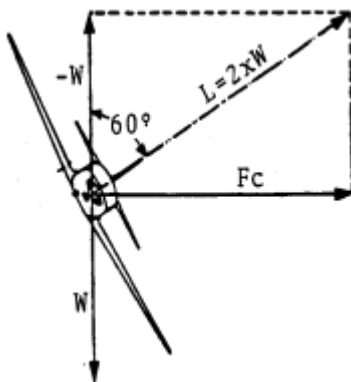
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-40 Inclinação diferente com velocidades iguais

**Nota importante:** O ângulo de inclinação não depende do peso.

Quanto mais inclinada a curva, maior deve ser a sustentação, a fim de garantir uma componente vertical ( $-W$ ) igual ao peso da aeronave. Para isso, o piloto deve manter o manche puxado durante toda a curva.

Por exemplo, numa curva de  $60^\circ$ , a sustentação é igual ao dobro do peso. Diz-se então que o fator de carga é de  $2g$ , indicando aceleração duas vezes maior que a da gravidade.

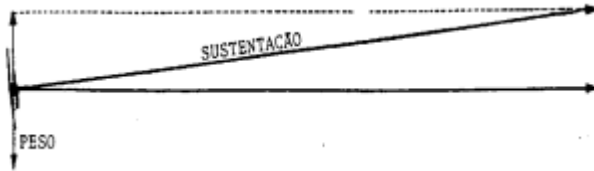


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-41 Curva com inclinação de  $60^\circ$ .

Uma aeronave não pode fazer curvas inclinadas além de certo limite, porque a sustentação necessária estaria além das suas possibilidades. Veja a figura 2-42.

Pode-se então concluir que uma curva com inclinação de  $90^\circ$  é impossível, porque a sustentação teria que ser infinitamente grande.



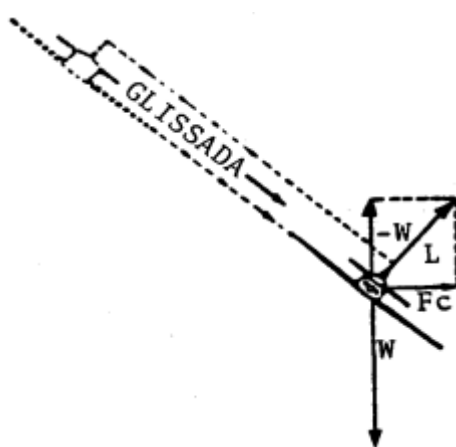
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-42 Curva com inclinação próxima a  $90^\circ$

Até o momento, estudaram-se as curvas bem coordenadas, feitas por pilotos experientes. Os mais novos podem cometer os erros a seguir descritos.

#### a) Inclinação Exagerada

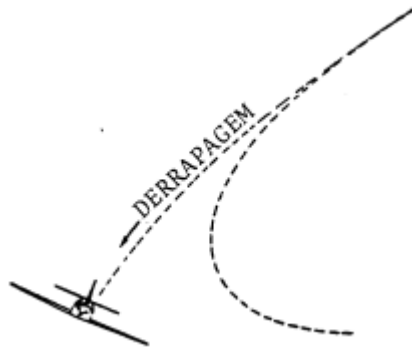
A componente vertical ( $-W$ ) é menor que o peso. A aeronave GLISSA, escorregando para o lado de dentro da curva, perdendo altitude.



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

Figura 2-43 Glissagem - Erro de inclinação exagerada

## b) Inclinação Insuficiente



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

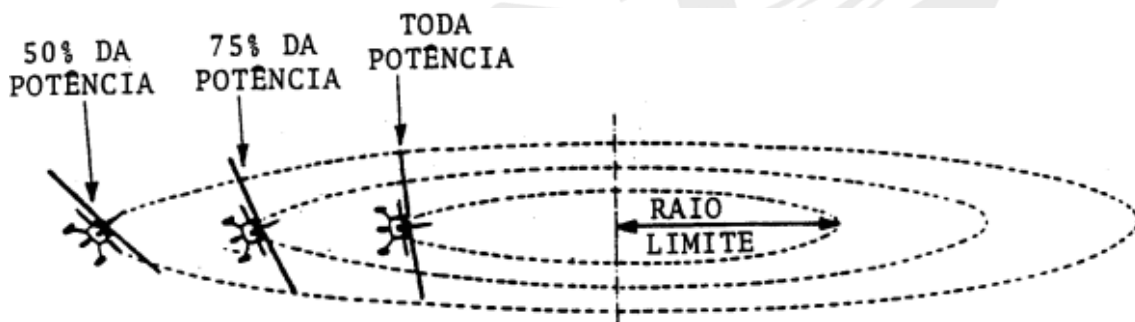
Figura 2-44 Erro de inclinação insuficiente

Neste caso, a **força centrípeta é insuficiente, e a aeronave DERRAPA para fora da curva pretendida pelo piloto.**

A derrapagem pode ser também provocada quando o piloto pisa um dos pedais, sem inclinar as asas. Para voar em curva, o piloto aumenta a sustentação da aeronave.

Com isso, ele aumenta também o arrasto. Este é o motivo por que a potência deve ser aumentada na medida em que o raio da curva diminui.

O menor raio possível é chamado RAILO LIMITE, conforme ilustra a figura 2-45, para o qual a potência aplicada é a máxima.



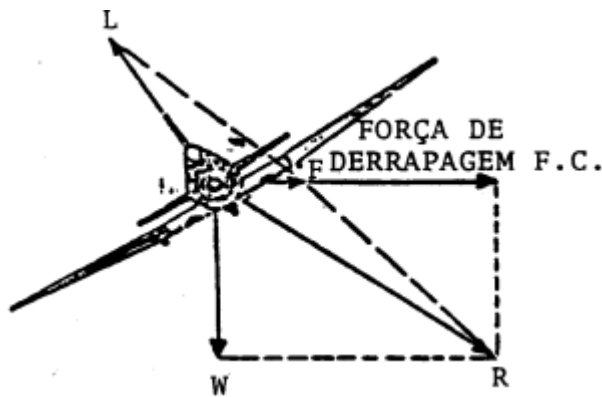
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-45 Potência máxima para o raio limite

Num avião fazendo curva em voo horizontal, quatro fatos poderão ocorrer: o peso é sempre vertical e a sustentação perpendicular às asas. A tração será igual à resistência ao avanço, a fim de manter a velocidade constante. A centrífuga é horizontal e para fora. A centrípeta é a própria sustentação inclinada para dentro (decompor a sustentação em duas forças, uma vertical e outra horizontal, sendo esta última a centrípeta).



Na figura 2-46, vê-se um erro de pilotagem.

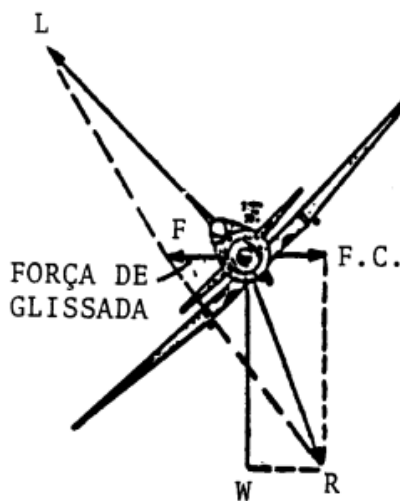


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-46 Curva muito apertada e com pouca inclinação

O piloto tenta fazer uma curva muito apertada e com pouca inclinação. Quando se compõe W com Fc, acha-se a resultante R. Esta, composta com L, nos dá F, que atua para fora, fazendo o avião derrapar.

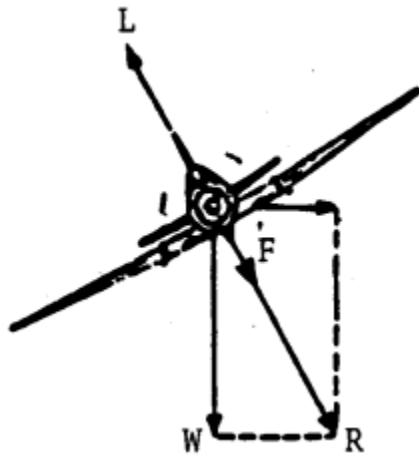
Já na figura 2-47, vê-se outro erro, agora o piloto inclinou demais para fazer uma curva muito aberta. Compostas as forças, ver-se-á que F puxa para dentro, fazendo o avião glissar.



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

Figura 2-47 Inclinação exagerada para curva muito aberta

Na figura 2-48 verifica-se outro erro de pilotagem. A inclinação está correta para o raio da curva, porém, vê-se que R é maior do que L, o que faz o avião perder altura.

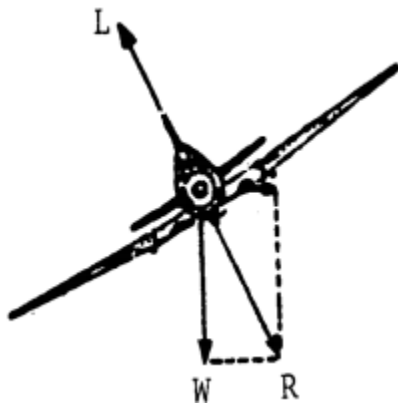


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-48 A resultante é maior que a sustentação

A curva perfeita é vista na figura 2-49 (inclinação correta e  $L = R$ ). O avião não glissa, não derrapa e nem afunda.

Para isto, além da inclinação correta o piloto foi obrigado a aumentar ligeiramente o ângulo de ataque, de modo a aumentar a sustentação, para torná-la igual a R. Mas, com o aumento de ângulo de ataque, o piloto provocou também um aumento de resistência ao avanço, o que tem de ser compensado com um aumento de tração, pois caso contrário o avião desaceleraria, acabando por estolar.



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

Figura 2-49 Situação de curva perfeita

### Informações Gerais

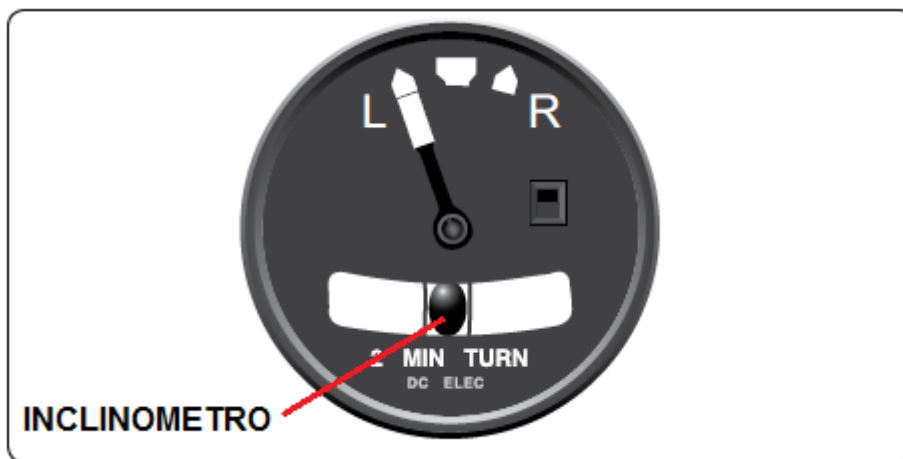
O indicador de curva e derrapagem é na realidade uma combinação de dois outros instrumentos separados, um indicador de curva e um indicador de derrapagem (inclinação).

São na realidade dois instrumentos independentes, montados na mesma caixa, pois o piloto faz uso deles conjuntamente quando necessita realizar uma curva inclinada.

Modelos mais antigos tinham o mecanismo giroscópico impulsionado por ar e os dos aviões modernos são elétricos. Ambos os tipos são similares em aparência e funcionam baseados no mesmo princípio.

### Indicador de Derrapagem (Inclinação)

Na parte inferior existe um tubo de vidro curvado, contendo uma bola de vidro, aço ou ágata (material sintético). Este é o indicador de inclinação, às vezes, chamado de inclinômetro.



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

Figura 2-50 Indicador de Inclinação ou inclinômetro

**O piloto o usa para saber se o avião está glissando ou derrapando lateralmente durante uma curva inclinada. Também é empregado para saber se o avião está na posição horizontal.**

O tubo está quase cheio de um líquido claro (querosene sem ácido) que serve para amortecer o movimento da bola. A câmara de ar existente no extremo do tubo permite a contração e a dilatação do líquido em função da variação da temperatura.

Quando a asa do avião está na posição horizontal a gravidade mantém a bola no centro do tubo. Se uma ponta da asa estiver mais baixa do que a outra, a bola desliza para o lado da ponta mais baixa.

A figura 2-51 mostra como se comporta a bola em condições distintas de voo.

Durante as curvas inclinadas, as forças da gravidade e centrífuga atuam sobre a bola ao mesmo tempo. Se o avião é inclinado na quantidade certa, ambas as forças que atuam sobre a bola são iguais e esta permanece no centro, conforme ilustra a figura 2-52.

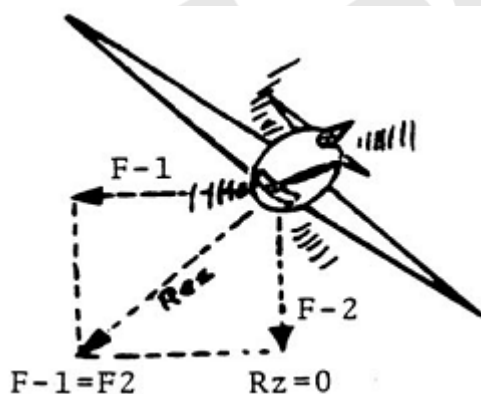
Se a inclinação é excessiva a gravidade predomina sobre a força centrífuga e a bola desloca-se para o lado da glissagem.



Fonte: Evandro Ferreira

Figura 2-51 Indicações de um inclinômetro em situações distintas de voo.

Se a inclinação não é suficiente, a força centrífuga predomina sobre a gravidade, então a bola desloca-se para o lado da derrapagem.



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

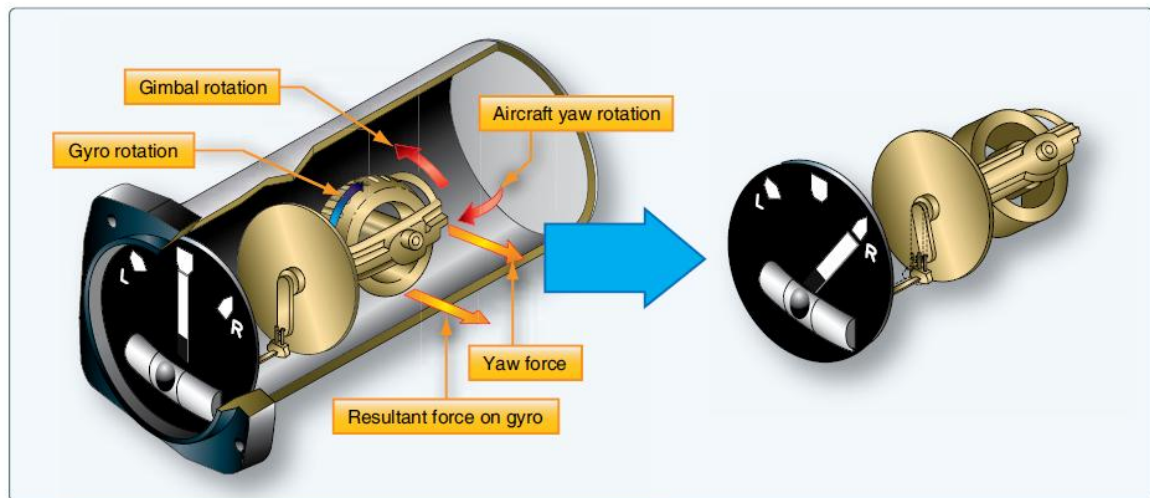
Figura 2-52 Aeronave inclinada na quantidade certa.

## Indicador de Curva - Parte Externa

Este indicador é atuado pela parte giroscópica do instrumento. O ponteiro indica ao piloto a rapidez com que o avião faz a curva e se esta é para a esquerda ou para a direita. A parte superior do mostrador possui três marcas de referência.

Cada marca possui a mesma largura do ponteiro ( $5/32''$ ). Os espaços que existem entre as marcas também são da mesma largura do ponteiro.

Cada marca e cada espaço representam certo regime de curva. Quando o avião encontra-se em voo horizontal, o ponteiro alinha-se com a marca do centro.



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

Figura 2-53 Indicador de curva - parte externa

Quando o avião faz uma curva, o ponteiro move-se na direção da curva. Se a curva é lenta, o ponteiro move-se numa pequena extensão. As curvas mais rápidas produzem um maior movimento do ponteiro. Para interpretar o regime da curva, observa-se a posição da agulha com relação às marcas e aos espaços.

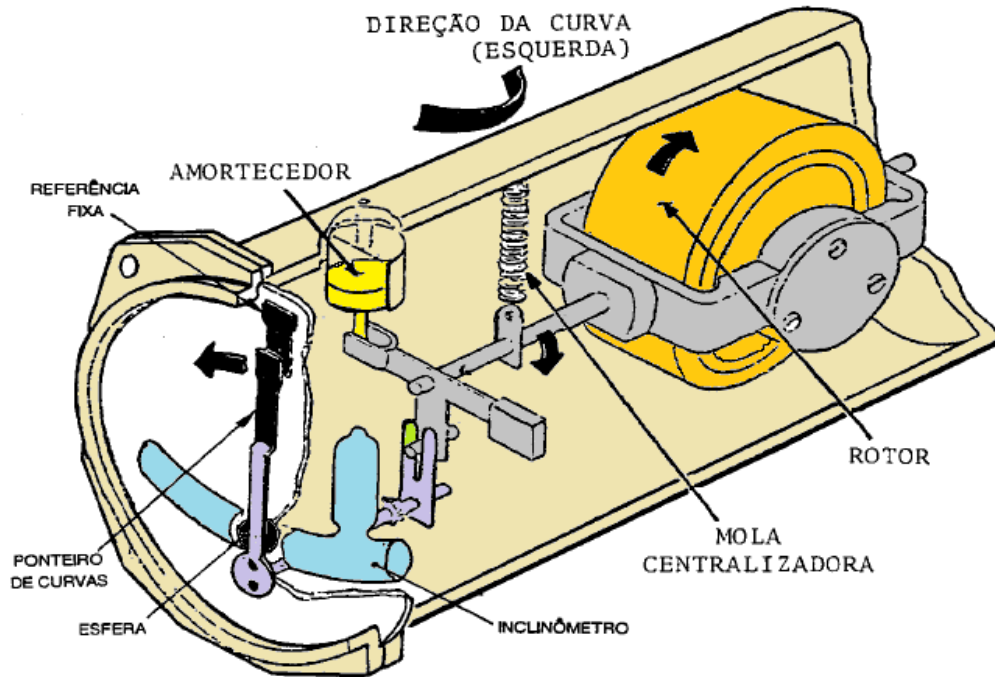
## Indicador de Curva - Parte Interna

Enquanto o avião estiver em voo, o rotor também girará tendo seu eixo em posição horizontal.

Porém, quando o avião se inclina, o giroscópio muda de posição. O lado da inclinação depende da direção da curva. Se o avião faz uma curva para a direita, o giroscópio inclina-se para a esquerda e, se a curva é para a esquerda, o giroscópio se inclina para a direita. Um

sistema de articulação transmite este movimento ao ponteiro, de maneira que este indique uma curva para a direita ou para a esquerda. Quando o giroscópio inclina-se, atua contra a tensão da mola centralizadora. A tensão é ajustada de maneira que a quantidade de desvio do ponteiro seja exatamente proporcional ao regime da curva.

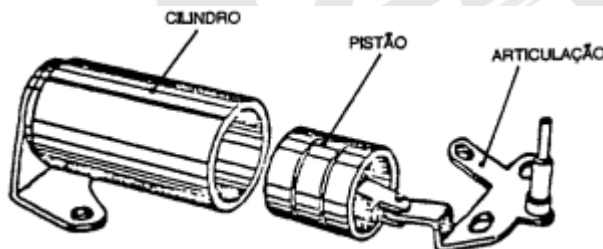
Esta mola também devolve o giroscópio à posição neutra tão logo o avião retorne ao voo em linha reta e horizontal.



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

Figura 2-54 Indicador de curva - parte interna

Um amortecedor do tipo cilindro controla as oscilações do conjunto giroscópico.



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

Figura 2-55 Amortecedor do conjunto giroscópico

Este sistema consiste de um cilindro e um pistão, unidos por uma articulação ao cardã que suporta o rotor.

Quando o giroscópio inclina-se, o pistão comprime o ar de dentro do cilindro e absorve as oscilações.

Também serve como freio do conjunto giroscópio, onde controla a velocidade com que o conjunto regressa à posição neutra depois de uma curva.

Isto é necessário, pois impede que o ponteiro regressa com demasiada rapidez ou que passe pela marca do zero.

Neste instrumento o giroscópio gira ao redor do eixo transversal (lateral), numa armação pivotada ao redor do eixo longitudinal.

Montado deste modo, o giro responde somente ao movimento ao redor do eixo longitudinal, não sendo afetado por movimentos de guindada ou arfagem.

### Movimentos de uma Aeronave\*

Os movimentos de uma aeronave podem ser realizados em torno de três eixos que passam pelo centro de gravidade (CG):

- a) Eixo longitudinal;
- b) Eixo transversal ou lateral;
- c) Eixo vertical.



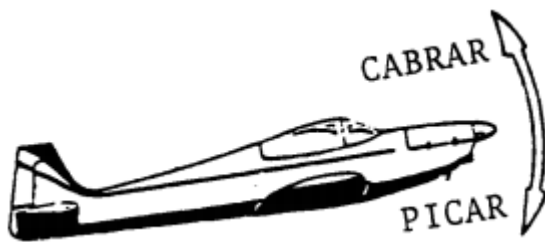
Fonte: <http://sabordevoar.blogspot.com.br/2012/03/informacao-24-movimentos-de-um-aviao.html>

Figura 2-56 Eixos imaginários



O movimento em torno do eixo transversal chama-se arfagem ou tangagem. Ele pode ser efetuado em dois sentidos:

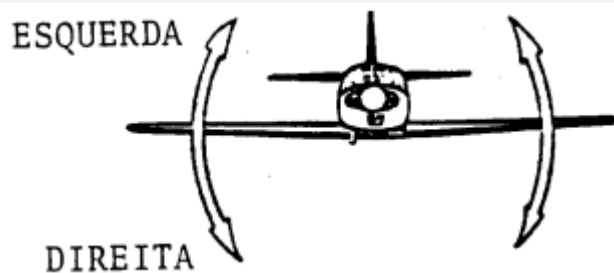
- a) Para cima (cabrar);
- b) Para baixo (picar).



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

Figura 2-57 Movimento de arfagem ou tangagem

O movimento em torno do eixo longitudinal chama-se rolagem, rolamento, bancagem ou inclinação lateral.

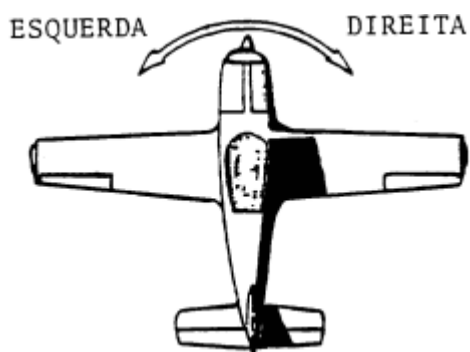


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 2-58 Movimento de rolagem ou inclinação lateral

O movimento em torno do eixo vertical chama-se guinada. Os movimentos de uma aeronave são controlados através de superfícies de controle ou superfícies de comando, que são a seguir descritos.

- a) **PROFUNDOR** ou leme de profundidade, que comanda os movimentos de arfagem;
- b) **AILERONS**, que comandam os movimentos de rolagem;
- c) **LEME DE DIREÇÃO**, que comanda os movimentos de guinada.



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

Figura 2-59 Movimento de guinada

Alguns indicadores de curva e derrapagem são construídos para serem usados em aviões a jato (motor a reação) enquanto outros são feitos para uso com motor convencional e turboélice.

A principal diferença consiste em que nos indicadores usados nos aviões a jato a sensibilidade é maior.

Podem-se identificar estes indicadores através da legenda "4 MIN TURN" inscrita na parte frontal do instrumento. Nos instrumentos menos sensíveis a legenda é "2 MIN TURN". No instrumento marcado "2 MIN TURN" quando a deflexão do ponteiro é igual à sua própria largura, a velocidade de curva é de 1 grau e 30 minutos por segundo, o que dá 360° em quatro minutos.

Com o ponteiro sobre o índice lateral, o avião estará fazendo uma curva de 3 graus por segundo, isto é, 360° em dois minutos.

Atualmente os instrumentos deste tipo, movidos a ar, estão sendo substituídos por giroscópios acionados eletricamente pois estes necessitam menos manutenção e também pesam menos.

## 2.3 ACELERÔMETRO

### Aceleração - Conceitos

**O acelerômetro indica a aceleração ao longo do eixo vertical do avião.** Não responde à aceleração lateral ou longitudinal. Está graduado em unidades "g". Um "g" representa a aceleração da gravidade, ou seja, 32 pés por segundo = 9,81m/s<sup>2</sup>.

Dito em outras palavras,  $1g$  é a força exercida pela gravidade sobre o corpo em repouso. Por exemplo, quando um avião está em repouso, a única força que atua sobre ele é a gravidade, portanto, o acelerômetro deve marcar  $1g$  positivo.

Assim, antes de examinar o indicador e seu princípio de funcionamento, veja-se a força "g" e seu efeito sobre o avião e seus ocupantes. Devido à manobrabilidade e às altas velocidades dos aviões modernos, existem forças e tensões que atuam sobre estes e seus tripulantes, cada vez que o avião sai do voo horizontal. A mais violenta destas forças deve-se a guinadas, curvas e saídas de picadas e grandes velocidades. Portanto, qualquer manobra que produza uma força centrífuga causa uma tensão no avião e seus ocupantes.

A força centrífuga é aquela que impele para fora do centro de rotação. Esta força, da mesma forma com que a força com a qual a gravidade puxa as pessoas para a terra, pode ser expressa em qualquer das unidades de força comuns. Entretanto a unidade mais comumente usada é um múltiplo da força da gravidade, chamada "g".

Quando alguém está sentado em um avião na linha de voo, esta pessoa sente-se atraída para o assento pela força de gravidade, que é uma força de  $1g$  e é igual ao peso normal do corpo desta pessoa.

Sem a ação da gravidade, esta pessoa não teria peso (zero g). Dois "g" representariam uma força igual ao dobro de seu peso normal. Três "g" seriam três vezes este peso, etc.

Se uma pessoa sentasse em uma balança, durante o voo, em um avião, ver-se-ia que o peso desta pessoa variaria de acordo com a manobra do avião.

A força "g", positiva, fez esta pessoa pesar mais. A força "g", negativa, a fez pesar menos.

A  $2g$  positivos tem-se a sensação de uma força empurrando fortemente a pessoa contra o assento. A  $3g$  esta pessoa vai sentir braços e pernas muito pesados e seria muito difícil levantá-los e, talvez, até impossível. A força "g" positiva não permite a circulação do sangue na cabeça, de maneira que, entre  $3$  e  $4g$ , dependendo da pessoa, tudo começa a parecer cinzento. Isto é conhecido como "visão cinza", causada pela diminuição de fluxo de sangue no cérebro. Entre  $4$  e  $6g$ , a maioria das pessoas sofre uma cegueira momentânea total.

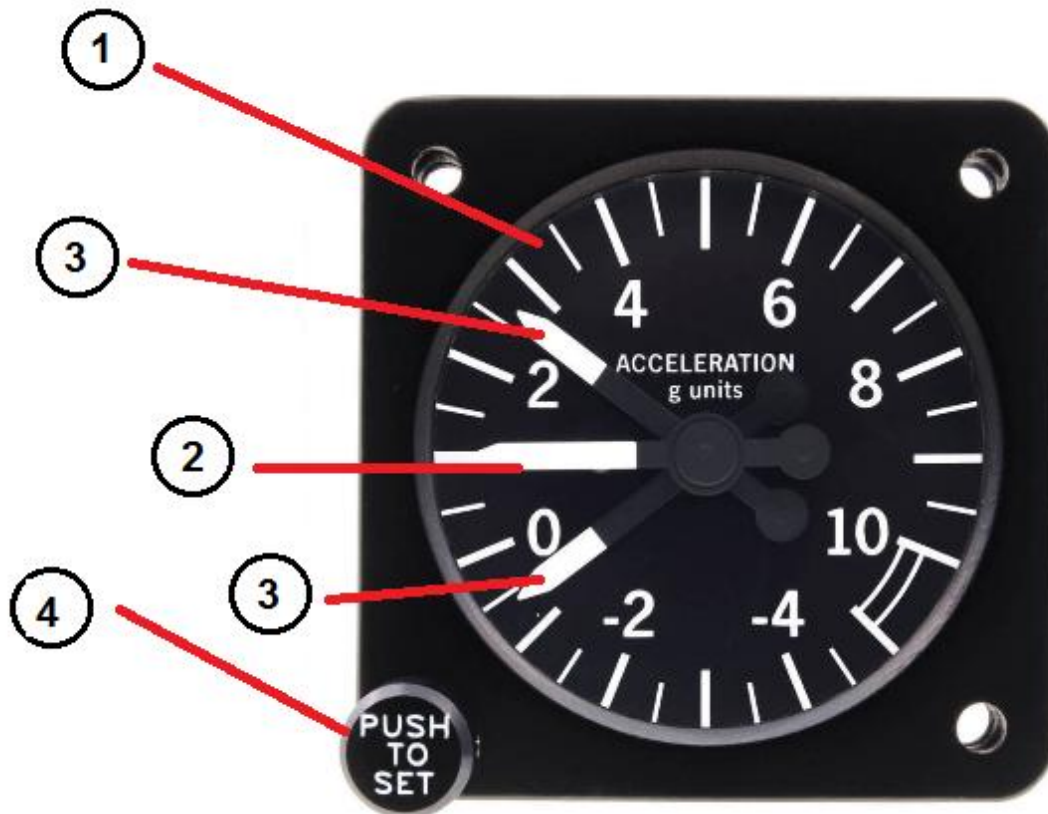
A força "g", negativa, produz efeito contrário. O corpo tende a levantar-se do assento e o sangue concentra-se no cérebro. À medida que a força negativa aumenta, enxerga-se tudo vermelho.

A roupa anti-g permite resistir às mudanças desta força. Há um efeito de forças na estrutura do avião. Uma carga "g" sobre o avião depende do tipo e duração da manobra, do peso e da força estrutural do avião. Uma carga "g" excessiva enfraquece, de tal forma que pode fazer o avião soltar as asas.

Alguns aviões resistem até 2,5g; outros aviões modernos de caça podem tolerar 15 g ou mais. Grandes cargas atuando na estrutura podem danificar instrumentos e prejudicar a tripulação. O piloto deve conhecer a resistência do seu avião, em unidade "g".

Isto é encontrado na ordem técnica do avião.

É importante saber, a todo o momento, a força "g" que o avião está suportando. Esta indicação é dada pelo acelerômetro.



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

Figura 2-60 Acelerômetro

O acelerômetro (1) permite ao piloto restringir as manobras dentro das limitações do avião e a tripulação, conseqüentemente, será menos afetada. Este instrumento tem 3 ponteiros, o principal (2) dá uma indicação contínua das mudanças de aceleração, e os outros dois (3) indicam as leituras máximas, aproximadas durante o voo ou em uma manobra específica. Eles se mantêm fixos em sua indicação máxima, até que se lhes fixe de novo outra indicação, pressionando-se o botão no canto inferior esquerdo do instrumento (4). Está baseado no princípio de que um corpo em repouso tende a permanecer nesta condição, salvo se uma força exterior atuar sobre ele.

Quando o avião se mantém em voo horizontal, a força exterior, que está atuando sobre a massa do acelerômetro, não é suficientemente grande para fazê-lo mudar de posição. Logo, os ponteiros permanecem parados na posição 1g.

Quando o avião começa a picar, a massa do acelerômetro tende a manter sua relação com o avião e o ponteiro indica a aceleração para baixo. Este movimento reposiciona a massa nos eixos em um ponto superior ao ponto médio, fazendo com que o ponteiro indique uma aceleração negativa, condição esta que se reflete na leitura negativa. Portanto, quando o avião sai de picada, todos os objetos no avião tendem a continuar movendo-se para baixo. Esta força para baixo atua outra vez sobre a massa no acelerômetro que agora dá uma leitura "g" positiva. Ao voltar à horizontal, a indicação volta a ser de 1g. O elemento sensível é um peso de bronze fosforoso, chamado massa. Esta massa está montada em um par de guias e se move para baixo e para cima, de acordo com as mudanças de aceleração. Um sistema de polias transmite movimentos aos ponteiros. Uma das polias está fixada a um eixo que também sustenta o ponteiro principal e também uma mola principal. Quando a massa se move, a polia-guia imprime movimento de rotação ao eixo.

Este movimento é controlado pela mola principal. O efeito restrito da mola faz com que a quantidade de movimento do ponteiro seja proporcional à força que atua sobre a massa. Os ponteiros indicadores de aceleração máxima positiva e negativa estão montados em eixos ociosos e separados, que giram com o eixo principal.

Um conjunto de engrenagens, uma para cada ponteiro, limita a rotação para uma só direção.

A quantidade de movimento dos ponteiros depende do número de dentes de engrenagem que tenha passado em relação ao eixo principal. Ao acionar o botão de ajustagem, os dentes das engrenagens são libertados e as molas fazem o ponteiro voltar à posição 1g.



supersônica. O empilhamento das partículas de ar adiante da aeronave, em deslocamento transônico, acarreta aumento da resistência ao avanço proporcional ao aumento de velocidade. Esse fato dá origem àquilo que se chama de barreira-sônica.

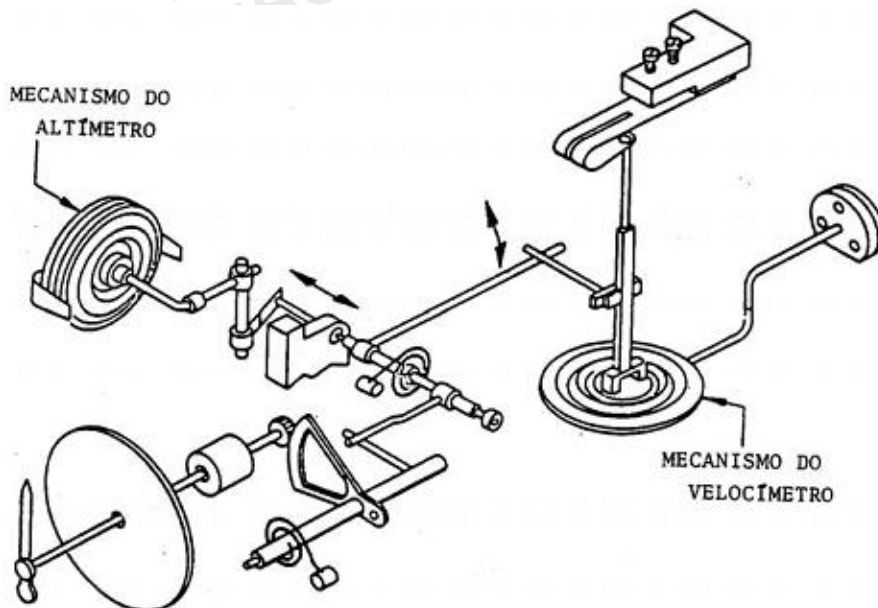
A barreira-sônica indica uma região onde um grande aumento da potência será necessário para um pequeno avanço de velocidade e onde um misto de fluxos subsônicos e supersônicos irá criar dificuldades aos controles de qualquer aeronave comandada.

À medida que um avião se desloca supersonicamente, vai gerando, automaticamente, ondas de choque, da mesma forma que um navio vai gerando ondas com a proa na água.

Essas ondas de choque deslocam-se inicialmente com a velocidade da aeronave, isto é, com velocidade superior à do som, porém à medida que vão se afastando, vão se transformando em simples ondas de pressão, com o deslocamento normal das ondas sonoras. A onda de choque é formada no ponto de maior espessura da aeronave.

### Princípio de Funcionamento

A velocidade do som diminui com a redução da temperatura e da densidade do ar.



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

Figura 2-62 Princípio de funcionamento do maquímetro

A temperatura e a densidade do ar diminuem com o aumento de altitude portanto, a velocidade do som varia inversamente com a altitude.

Citamos alguns exemplos de velocidade do som com variações de temperatura:



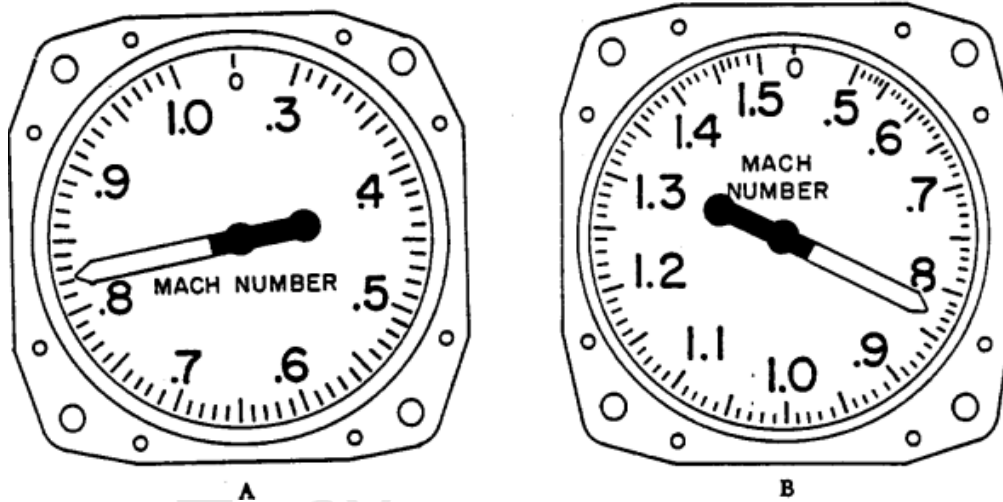
- a) a 0°C, a velocidade do som é igual a 330,6 m/seg.
- b) a 15°, a velocidade do som é igual a 340m/seg
- c) a 30°, a velocidade do som é igual a 348,45m/seg.

Podemos ver que a velocidade do som, em condições atmosféricas padrão é igual a 340 m/seg.

Sabemos que a velocidade indicada por um sistema de pressão diferencial (velocímetro) varia na razão inversa da altitude e à medida que o avião sobe, vai aumentando a diferença entre a velocidade indicada e a verdadeira. Assim, necessário se faz aplicar, ao conjunto de pressão diferencial do machímetro, um sistema de compensação das variações de altitude. Possui o machímetro, para efetuar esta compensação, uma cápsula aneroide que se distende ou se contrai com as variações de pressão, e neste movimento, por meio de um mecanismo, vai aumentar ou diminuir a amplitude do eixo no qual está fixo o ponteiro que desliza sobre o mostrador graduado em número MACH.

O indicador é ligado ao conjunto pitotestático porque o seu funcionamento depende da pressão dinâmica e estática

A figura 2-56 mostra dois tipos de machímetros sendo que o "A" opera na faixa de 0.3 até 1.0 mach e em "B" este instrumento pode operar desde 0.5 até 1,5 mach.



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

Figura 2-63 Dois tipos de maquímetro





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

## MÓDULO III

### INSTRUMENTOS DE NAVEGAÇÃO

#### INTRODUÇÃO

Caro aluno,

Veremos neste módulo os vários instrumentos existentes para a navegação aérea, estudaremos seus princípios básicos, sua manutenção e instalação. Também iremos estudar alguns importantes instrumentos do motor.

Bom aprendizado.

A terra atua como um imenso ímã, com um polo próximo ao polo norte geográfico e o outro extremo próximo ao polo geográfico sul. Suspendendo-se um ímã de barra, de modo que o mesmo possa girar em qualquer direção ao redor do seu centro de gravidade, ele tomará uma posição com uma extremidade apontando o polo magnético norte e a outra apontando o polo magnético sul.

Por esta razão, as extremidades dos ímãs são conhecidas, respectivamente, como indicador norte, ou extremidade N, e indicador sul ou extremidade S.

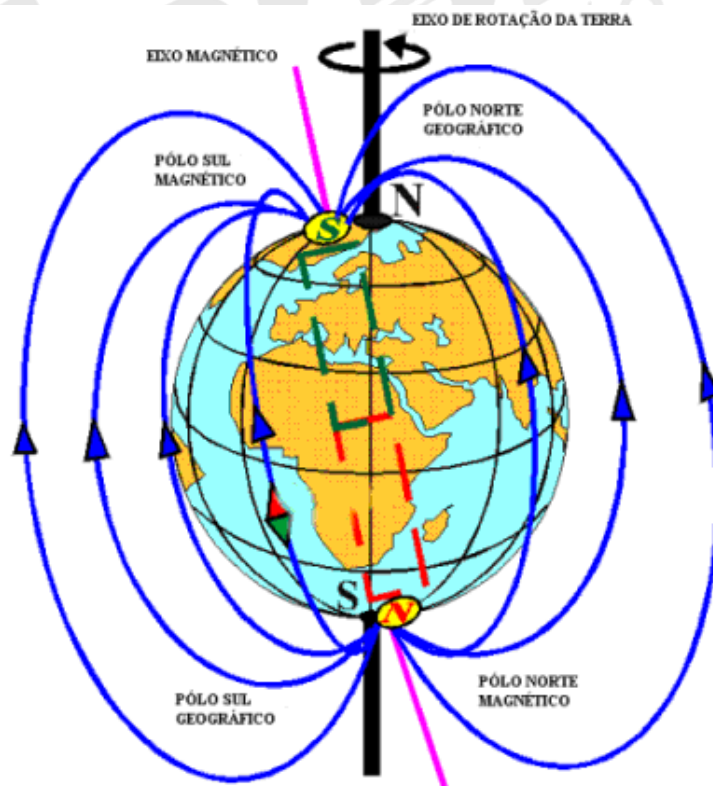
A força magnética que atua na extremidade N é igual e oposta à força que atua na extremidade S.

A posição tomada por um ímã de barra, suspenso livremente, dá a direção da força magnética.

Se a agulha magnética não sofresse a menor das forças externas, apontaria para o polo magnético norte.

**Os polos magnéticos não estão localizados nos polos geográficos da terra.**

O polo magnético do hemisfério norte está aproximadamente, na latitude de 71° N, e a longitude 96°, ao passo que o polo magnético S está na latitude 73° S e na longitude 156° E.



Fonte: [http://www.umanovaera.com/terra\\_oca/magnetismoterra.gif](http://www.umanovaera.com/terra_oca/magnetismoterra.gif)

Figura 3-1 Localização dos polos da terra

**Definições**

**Latitude**

É a distância, em graus, de qualquer ponto da Terra em relação à linha do Equador.

## **Longitude**

É a distância, em graus, de qualquer ponto da Terra em relação ao meridiano de Greenwich.

## **Declinação**

É o ângulo formado entre o plano do meridiano verdadeiro e uma linha que passa por uma agulha magnética que possa oscilar livremente, e que é influenciada apenas pelo magnetismo terrestre. Tal declinação é denominada E ou O, conforme a direção de desvio da verdadeira linha norte. As declinações variam de acordo com o tempo e lugar.

## **Linhas Isogônicas**

Se a superfície da terra fosse composta de material homogêneo, então as linhas de força magnética seriam círculos máximos, ligando os polos magnéticos. Mas a composição da crosta terrestre é tal que, na maioria das localidades, a direção das linhas de força magnéticas desvia-se consideravelmente da direção do círculo máximo. Felizmente, a ciência não somente localizou com precisão os polos magnéticos, mas também determinou a direção das linhas de força magnética, em todas as partes da superfície da terra, de um modo bem aproximado. Além disso, foram calculadas as pequenas modificações de direção que ocorrem gradualmente. A linha imaginária que liga os pontos de igual declinação é conhecida como linha isogônica. A declinação magnética é igual em todos os pontos de uma linha isogônica.

### **3.1 BÚSSOLA MAGNÉTICA**

A bússola é, simplesmente, uma agulha de aço, magnética, suspensa de modo a poder girar livremente num plano horizontal. A agulha da bússola coloca-se sempre na mesma direção que as linhas de forças magnéticas da terra, a menos que seja influenciada por magnetismo local.

A terra, sendo um enorme ímã, tem um polo magnético norte e um polo magnético sul. Para evitar confusão, costuma-se chamar a ponta da agulha da bússola, que aponta para o polo norte da terra, de ponta indicadora norte e a outra, de ponta indicadora sul.

**Os polos magnéticos e geográficos não coincidem, de modo que a bússola, em geral, não aponta para o norte verdadeiro ou geográfico.** Essa diferença em direção é denominada declinação.

A bússola magnética usada em avião consiste em uma caixa com um líquido, contendo uma rosa dos ventos, com um sistema de 2 agulhas magnetizadas, suspensas num suporte, de modo que se alinhem livremente por si, com o meridiano do campo magnético da terra.

As indicações do limbo e o marcador de referência, ou linha de fé, são visíveis através do vidro. Uma câmara de expansão e contração tem a finalidade de prever quanto à expansão e contração do líquido resultante das mudanças de altitude e temperatura.

O líquido também amortece as oscilações do limbo. Um sistema de iluminação é colocado na bússola. Cada uma das direções cardeais, Norte, Sul Leste e Oeste, estão designadas pelas letras iniciais.

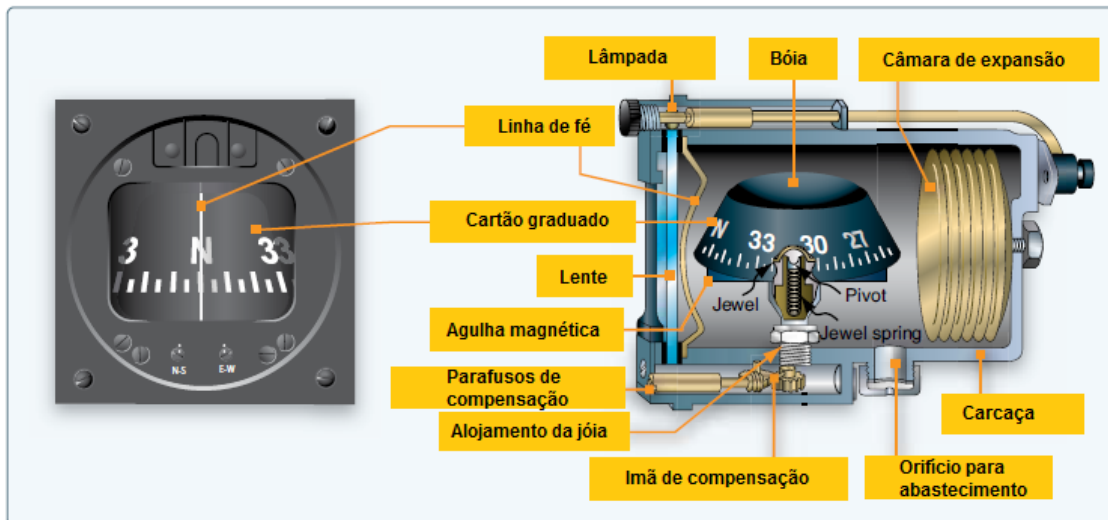
As partes principais da bússola magnética são: a caixa de forma esférica ou cilíndrica, feita de material não magnético. O conjunto do mostrador que inclui o painel mostrador ou limbo, a linha de fé que é um arame fino, ou pedaço de material, fixo em relação à bússola, e por meio do qual se pode fazer a leitura do mostrador da bússola. O fluido amortecedor que enche completamente a caixa é querosene de absoluta transparência, isento de ácido, a câmara de compensação, local onde estão os ímãs compensadores. A montagem protetora contra vibração, que é a armação por meio do qual a bússola é colocada no painel e a lâmpada para iluminação do mostrador.

Numa bússola magnética, o movimento é obtido por meio de uma ou mais barras magnéticas fixas paralelamente numa armação.

Esta armação, ou conjunto de mostrador é fixa sobre um pivô, num ponto acima de seu centro de gravidade, de tal modo que se equilibre horizontalmente.

O movimento do conjunto é amortecido pelo líquido.

O líquido tem outras duas funções: uma é a de evitar a corrosão do pivô e de outras peças que estão no interior da caixa. A outra é de preservar o mancal de partículas insolúveis que ficam no fundo da caixa.



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

Figura 3-2 Mecanismo da bússola magnética



Fonte: <http://flightofthebear.blogspot.com.br/2011/01/ground-school-class-3.html>

Figura 3-3 Bússola magnética

### Instalação da Bússola

A bússola deve ser montada de tal maneira que uma linha passando pelo pivô do cartão e linha de fé fique paralela ao eixo longitudinal do avião. O suporte pivô do cartão deverá ficar perpendicular à linha do horizonte quando o avião estiver na posição de voo nivelado. A câmara compensadora da bússola e os parafusos de ajuste devem ser facilmente acessíveis.



As braçadeiras necessárias para a montagem de bússolas são feitas de latão, duralumínio ou outros materiais não magnéticos, e os parafusos de montagem para bússolas são feitos de latão.

Deve-se evitar campos magnéticos nas proximidades da bússola, quer de natureza permanente ou causada pela proximidade de equipamento elétrico, rádio, armamento, ou particularmente de natureza variável, resultante de variações de fluxo da corrente em ligações elétricas, ou de posição dos trens de pouso.

Uma quantidade razoável de magnetismo permanente, nas proximidades da bússola, pode ser compensada, o que não acontece com o efeito dos campos magnéticos variáveis.

Antes da compensação, o máximo desvio da bússola não deve ser superior a 25°. Depois de compensada, os desvios não devem exceder a 10°.

Deve-se, durante a instalação da bússola, fazer o seguinte serviço de manutenção: substituição de lâmpadas defeituosas, verificação do sistema de iluminação quanto a ligação defeituosa, compensação e substituição de bússolas defeituosas.

As bússolas são removidas e substituídas por instrumentos em condições de uso, quando existir qualquer das seguintes condições:

- Líquido turvo ou descorado, prejudicando a visibilidade;
- As marcações do cartão, ilegíveis, por estarem descoradas, desbotadas ou sem tinta luminosa;
- O limbo não girar livremente, num plano horizontal, quando o avião estiver em condição normal de voo;
- A caixa rachada;
- A bússola não for sensível ou é errada no seu funcionamento, após os esforços para compensá-la;
- A linha de fé estiver frouxa ou fora de alinhamento.

Todas as bússolas instaladas em aviões são compensadas e as leituras registradas em cada período de mudança do motor, ou equipamentos elétricos, que possam afetá-las. No entanto, em qualquer ocasião que houver suspeita de erro na bússola, a mesma deve ser verificada e compensada.

O processo de compensação de erros da bússola, depois da instalação no avião, isto é, correção dentro dos limites justos de erros causados pelas influências magnéticas, obtenção

e registros dos desvios finais nos vários pontos da bússola, é chamado de "compensação de bússola".

As causas principais de ineficiência das bússolas nos aviões são as seguintes:

- Instalação incorreta;
- Vibração;
- Magnetismo;
- Erro de curva para o norte.

Os projetistas de aviões e instrumentos reduzem ou eliminam a falta de precisão das bússolas, por instalações defeituosas e vibrações.

Durante a construção do avião, a vibração e agitação das peças de aço, enquanto estão sendo forjadas, usinadas ou ajustadas em seu lugar, dão certa quantidade de magnetismo permanente, que é induzido pelo campo magnético da Terra. Quando o avião entra em serviço, este magnetismo permanente vai variar, devido às vibrações do motor, pousos, etc. A mudança deste magnetismo permanente afeta a ação do campo magnético da Terra na bússola e desvia do norte magnético, o limbo da bússola.

Outros desvios da bússola são motivados pelas correntes elétricas que fluem no sistema elétrico do avião, no equipamento rádio, em instrumentos elétricos e pela variação de posições das massas metálicas como trens de pouso, etc.

Os erros da bússola, motivados pelas influências magnéticas permanentes já mencionadas, quando não forem excessivos, podem ser corrigidos dentro de limites justos, pela aplicação apropriada de ímãs compensadores.

O erro de qualquer bússola é a **diferença angular entre o norte verdadeiro e norte da bússola** ou o ângulo entre o verdadeiro meridiano e um plano vertical, que passa através do comprimento da agulha da bússola. Este ângulo é a soma algébrica da variação e do desvio. A variação é causada pelas influências magnéticas terrestres e é a diferença angular entre o norte verdadeiro e norte magnético, medido a partir do meridiano verdadeiro. É chamado "Oeste", quando o magnetismo terrestre atrai a agulha para a esquerda, "Este", quando a agulha é atraída para a direita ou Leste.

**O desvio é causado pela influência magnética local do avião no qual a bússola está montada, e é a diferença angular entre o norte magnético e o norte da bússola.**

A proa do avião pode ser lida, observando-se as indicações da bússola na rosa dos ventos, em referência à linha de fé, através de uma janela de vidro que está na frente da caixa da bússola.



Fonte: Evandro Ferreira

Figura 3-4 Indicações da bússola

### Compensação da Bússola

A compensação nunca deve ser tentada perto de qualquer estrutura metálica, como hangares, fios elétricos, trilhos de ferrovias, condutores subterrâneos de aço ou qualquer objeto que possa ter influência magnética na bússola.

Na medida do possível, todos os objetos fixos ou móveis que contenham material de ferro devem ser colocados na posição a ser ocupada no avião. O pessoal encarregado da compensação não deve carregar instrumentos ou peças de aço nos bolsos, usando para os ajustes apenas a chave de fenda de latão.

Não deve haver aeronave por perto.

**A compensação da bússola magnética é feita sempre que removida e reinstalada.**

### Procedimentos de Compensação

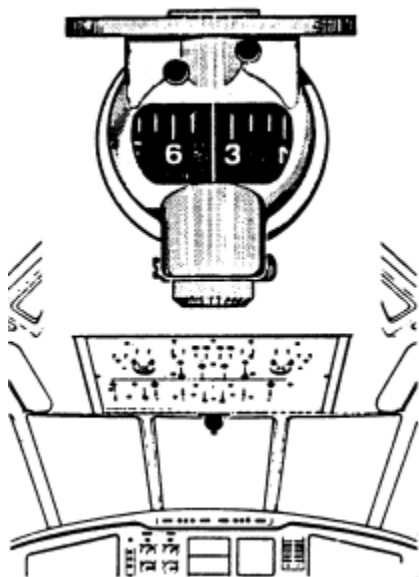
1. Rebocar a aeronave para a mesa de calibração de bússolas (Rosa dos Ventos);
2. Certificar-se de que não existe nenhuma outra aeronave nas proximidades, nem materiais ferromagnéticos;
3. Aproar a aeronave para o Norte (N) (0° na Rosa dos Ventos);
4. Certificar-se de que a linha de fé da bússola está alinhada com o Norte da Rosa dos Ventos e com o eixo longitudinal do avião;

**Nota:** Ajustar a bússola, caso necessário, através dos parafusos de fixação.

5. Armar todos os disjuntores;
6. Ligar todos os rádios;
7. Anotar o valor, indicado pela bússola, nessa proa magnética, após sua estabilização;
8. Repetir a leitura para as proas de 90°, 180° e 270° sucessivamente;
9. Anotar as diferenças algébricas existentes nos quatro pontos cardeais (N-E-S-W);
10. Usando as fórmulas abaixo, calcular os coeficientes "B" e "C" substituindo as letras dos pontos cardeais pelos valores das diferenças obtidas no item 9;

$$\text{COEF B} = \frac{(E) - (W)}{2}$$

$$\text{COEF C} = \frac{(N) - (S)}{2}$$

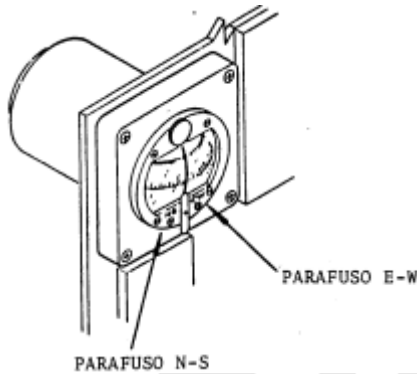


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 3-5 Localização da bússola

11. Direcionar a aeronave para o Norte;
12. Usando uma chave de fenda não magnética, somar algebricamente, através do parafuso N-S, o coeficiente "C" à leitura da proa magnética nesta direção;
13. Direcionar a aeronave para o Leste;
14. Usando uma chave de fenda não magnética, somar, algebricamente, através do parafuso E-W, o coeficiente "B", à leitura da proa magnética nesta direção.

**Nota:** Somar algebricamente significa que o valor do coeficiente "B" ou "C" deve ser subtraído da leitura, se positivo, ou adicionado, se negativo. Ao girar os parafusos N-S e E-W para a direita, a indicação de proa aumenta, enquanto que, ao girá-los para a esquerda, a indicação diminui.



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

Figura 3-6 Compensação da bússola.

15. Movimentar a aeronave em intervalos de 30°, começando do zero (Norte);

16. Registrar os erros de bússola no cartão de compensação de bússola;

**Nota:** Embora a tolerância seja de 10 graus deve-se procurar corrigir o erro de modo a torná-lo menor, praticamente, possível.

17. Colocar o cartão de compensação na posição, apropriada;

18. Desligar a alimentação da aeronave.

### 3.2 SISTEMA PICTORIAL DE NAVEGAÇÃO

#### Notas:

1. Neste capítulo que trata do sistema de bússola giromagnética estão incluídas também as informações sobre: giro direcional, indicador de curso (HSI) e indicador radiomagnético (RMI);

2. Com a finalidade de exemplificar a aplicação do sistema em uma aeronave, foi escolhido o EMB-312 “TUCANO” o que não invalida as características principais que qualquer sistema desta natureza deve conter. Esta aeronave está equipada com um sistema PN-101 da Collins.



Photo Copyright © Phil Cooke  
Fonte: <http://www.airliners.net/photo/0635592/L/>

Figura 3.7

### Sistema Pictorial

Pictorial é um sistema primitivo onde as ideias são expressas por meio de desenhos das coisas ou figuras simbólicas.

O sistema de navegação pictorial substitui o quadro mental de navegação do piloto, por uma contínua apresentação visual da posição da aeronave.

O indicador de situação horizontal (HSI) apresenta, de forma pictórica, a posição da aeronave, a localização de uma determinada radial de VOR ou da trajetória de um pouso por instrumento.

As informações apresentadas no instrumento, apesar de pictóricas, não dão margem ao piloto para nenhuma dúvida e principalmente são captadas em um simples relance. O sistema pictorial de navegação (PN101) tem a finalidade de fornecer o rumo magnético da aeronave, associado às informações dos sistemas VOR, LOC, GS e ADF. O sistema PN-101 COLLINS é composto pelas seguintes unidades:

- Detector de fluxo ..... 323A-2G
- Unidade acoplada .....328A-3G
- Giro direcional ..... 332E-4

- Indicador de curso (HSI) ..... 331A-3G
- Indicador RMI 3115(AERONETICS)
- Amplificador servo.....341C-1
- Adaptador de bandeira HDG AE10003-001

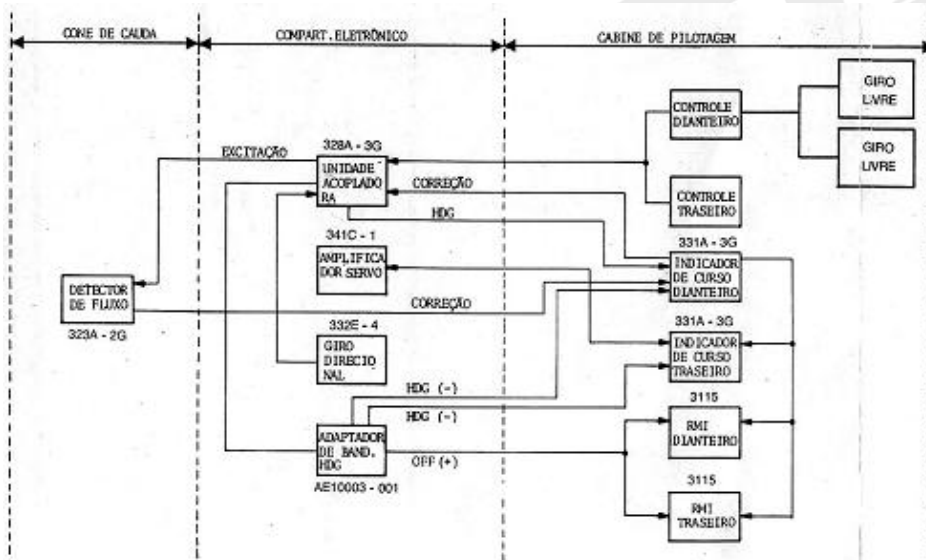
A alimentação básica para o sistema é de 28 VCC da barra de emergência CC, através de um disjuntor de 4A e a alimentação de excitação dos transformadores e dos síncronos para os indicadores de curso e para os indicadores RMI é de 26 VCA 400 Hz, da barra de emergência CA, através de um disjuntor de 1A.

O disjuntor de 4A (CC) está localizado no painel de disjuntores do posto dianteiro. O de 1A (CA), no painel de disjuntores do posto traseiro.

### Princípio de Funcionamento do PN-101

O detector de fluxo 323A-2G excitado pela unidade acopladora 328A-3G provê a informação de referência magnética terrestre, numa saída de 3 fios (síncrono), para síncrono de controle do cartão compasso.

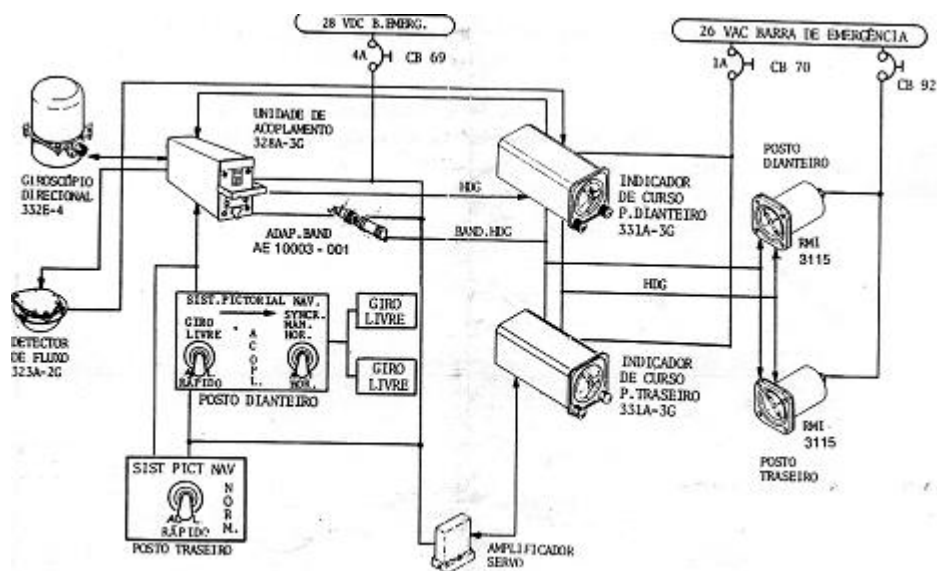
A não concordância entre esta informação e o azimute do cartão compasso, gera um sinal de erro.



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

Figura 3-8 Localização dos componentes do Sistema PN - 101





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

Figura 3-9 Componentes do Sistema PN - 101

O sinal de erro é amplificado e detectado em fase na unidade acopladora. O sinal amplificado, detectado em fase e restringindo, é utilizado para reposicionar o síncrono diferencial.

O síncrono diferencial (acoplamento do giro direcional ao cartão compasso do HSI) gera um sinal de compensação com relação ao giro, para o transformador de controle do cartão compasso do HSI.

O transformador de controle produz um sinal que após ser amplificado na unidade acopladora é aplicado ao motor do cartão compasso. O cartão compasso é então girado para a posição correta.

O giro direcional é acoplado ao transformador de controle do cartão através do síncrono diferencial da unidade acopladora.

Qualquer mudança na informação do giro é imediatamente apresentada no cartão compasso do HSI

## Unidades do Sistema

### Detector de Fluxo (323A-2G)

O detector de fluxo (323A-2G) fornece a proa magnética da aeronave.

Essa unidade é usualmente localizada na ponta da asa ou na parte traseira da fuselagem da aeronave, onde as perturbações produzidas pelos motores e sistema elétrico são menores. Acessórios de compensação reduzem qualquer erro induzido na unidade.



Fonte: <http://www.seaerospace.com/collins/323a2g.htm>

Figura 3.10

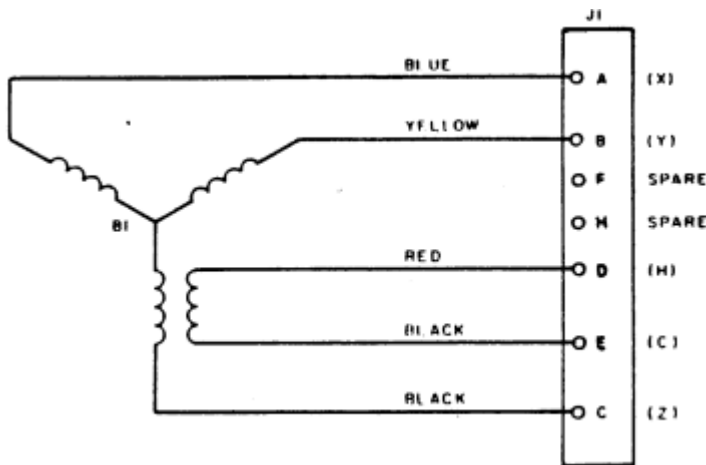
O detector de fluxo é constituído de um elemento sensor suportado pendularmente, com o propósito de detectar a componente vertical do campo magnético local, somente na posição ereta.

O elemento sensor está localizado dentro de um compartimento hermético e cheio de um fluído especial.

Os sinais de saída são fornecidos através de uma conexão a três fios, tipo síncrono. A figura 3-9 apresenta o esquema elétrico da válvula detectora de fluxo.

### Características

Entrada (excitação) ... 26 VCA, 400Hz monofásica.  
Saída (sinal) ..... Trifásica (SINCRO) de 800Hz  
Temperatura ..... -55 a + 70° C  
Variações .....  $\pm 15\%$  de frequência e tensão.

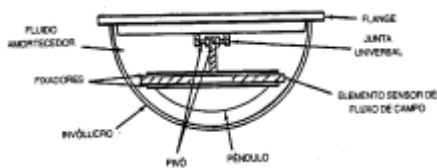


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 3-11 Esquema elétrico da válvula detectora de fluxo.

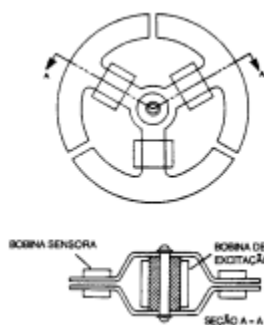
### Operação do Detector de Fluxo

As figuras 3-12, 3-13 e 3-14 apresentam a válvula detectora de fluxo.



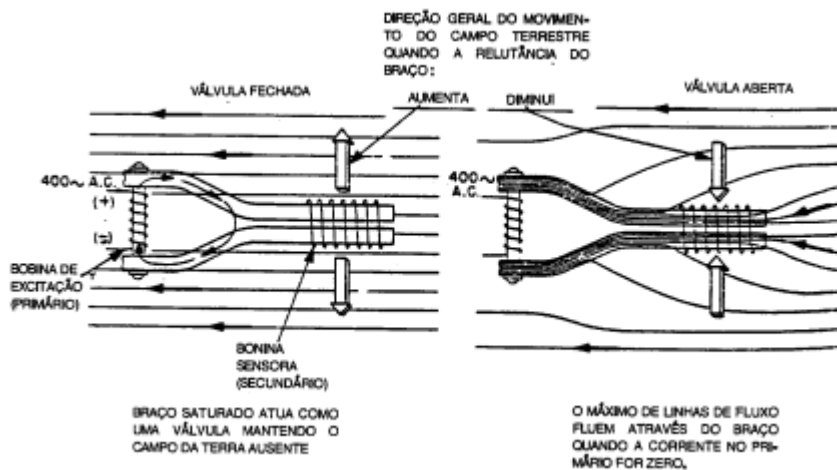
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 3-12 Válvula detectora de fluxo



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

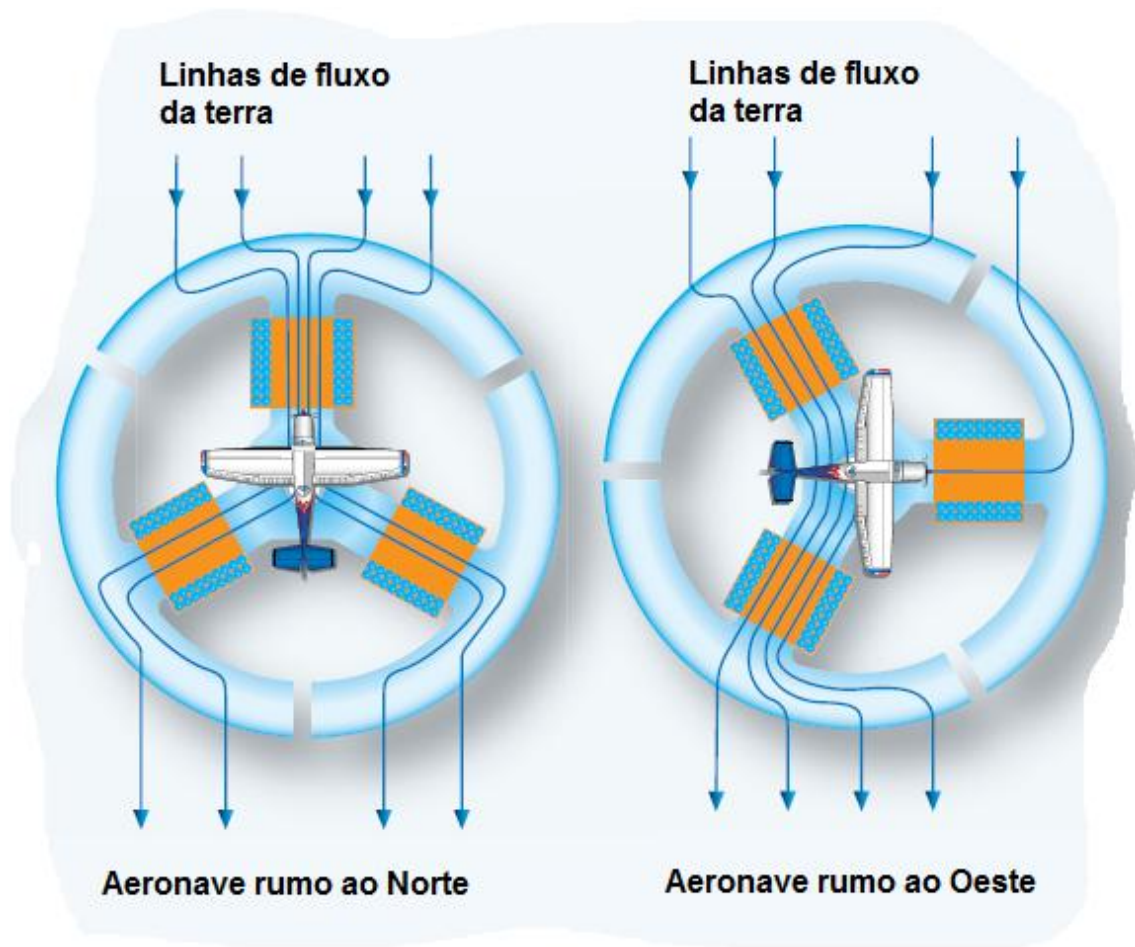
Figura 3-13 Posicionamento das 3 bobinas



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

Figura 3-14 Deslocamento das linhas de fluxo

Uma bobina enrolada em volta do centro da válvula de fluxo é excitada por 400Hz AC cujo campo periodicamente satura os braços de armação. Na figura 3-13, o avião do ponto A é direcionado para o norte e as linhas de fluxo do campo da terra são interceptadas pela armação. Todas passam pela perna A, parte delas saem através da perna B e parte através da perna C. Quando o avião faz a curva tomando o rumo Oeste, as linhas de fluxo mudarão nas três pernas da armação. As bobinas de captação são enroladas em volta de cada perna da armação e, durante a parte do ciclo de excitação quando a armação não está saturada, as linhas de fluxo da terra passam através da bobina e induzem uma tensão. Durante esta parte do ciclo, quando a armação está saturada, as linhas do fluxo são rejeitadas. Esta aceitação e rejeição do fluxo da terra geram uma tensão nos três enrolamentos, que difere com cada rumo.



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

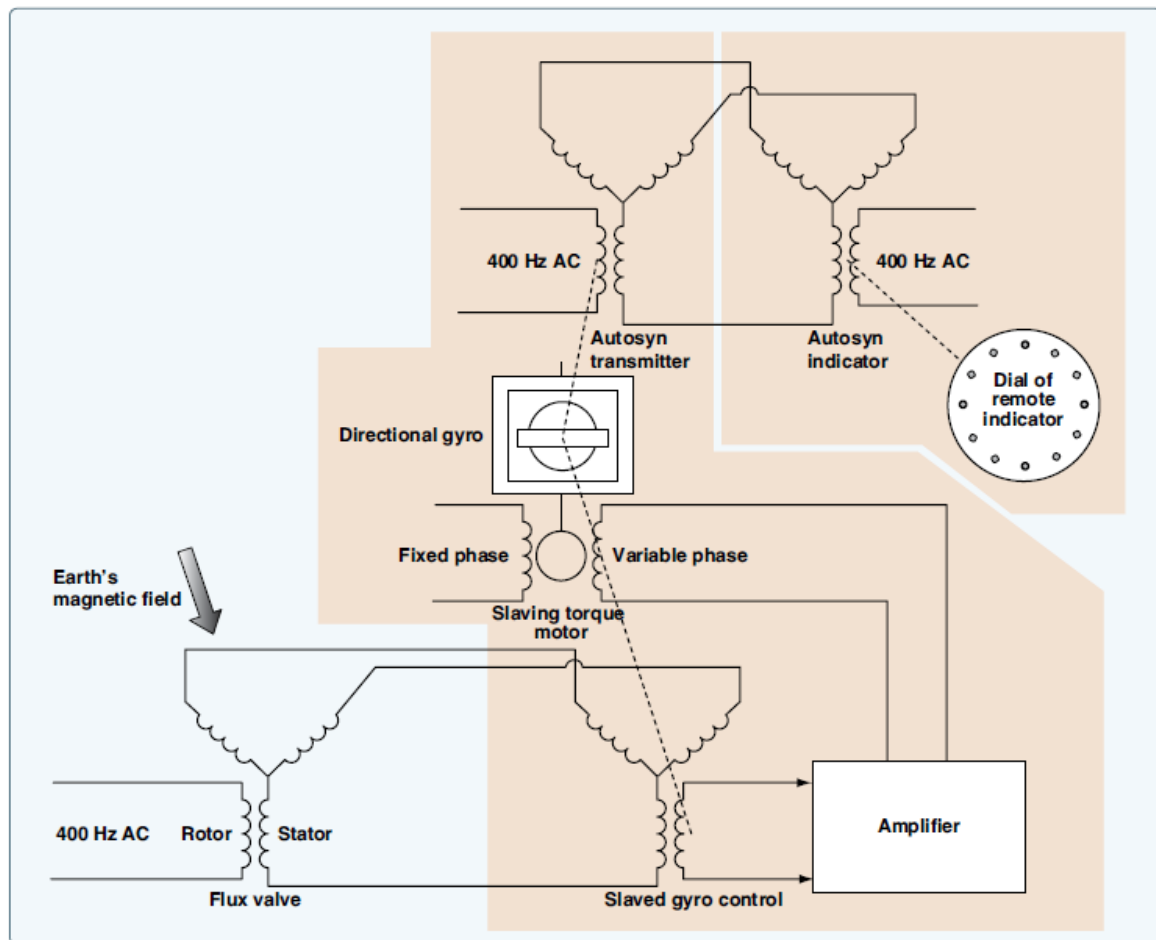
Figura 3-15 Intercepção das linhas de fluxo do campo da terra pela armação

Olhando o circuito básico da bússola giroscópica escrava na figura 3-16, vemos que o sinal do campo magnético da terra uma tensão no estator de três fases da válvula de fluxo. Isto é transportado para o estator do controle do giroscópico escravo, onde a voltagem no rotor é amplificada e enviada para a fase variável do motor torque escravo de duas fases. Isto produz uma força precessiva sobre o giro direcional e o faz girar. Ao girar, ele movimentava o rotor do controle giroscópico e, quando estiver exatamente na mesma relação para seu estator como o campo da terra está para o estator na válvula de fluxo, o motor de torque escravo pára sua força sobre a suspensão cardan giroscópica e o giroscópio deixa de precessar.

Unido também ao giroscópio está o rotor do indicador. Este é um sistema Autosyn e o mostrador no indicador gira para indicar ao piloto a relação entre a proa do avião e o campo magnético da terra.

O diretor de fluxo é usado como transmissor de sinal para diversos componentes do avião (bússola elétrica, RMI, indicador de curso, etc).

Funciona aproveitando as linhas de força magnéticas da Terra e eletricamente através de bobinas colocadas a 120° uma da outra. Produz variações de sinais em função da mudança de rumo da aeronave com relação ao polo norte magnético da terra.



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

Figura 3-16 Circuito elétrico da bússola giroscópica

O detector é constituído de: compensador, pêndulo e conjunto de transmissão.

O detector é capaz de captar as linhas magnéticas da terra e possibilitar a indicação do ângulo formado entre a direção dessas linhas e a direção da rota de um objeto qualquer (aeronave).

Em conjunto com os outros componentes do Sistema PN 101, o detector de fluxo possibilita a transmissão e indicação de uma direção segura para uma aeronave orientando o voo. Entre os vários tipos de detector existem poucas diferenças tanto física, quanto funcionalmente. Geralmente as diferenças se acham na estrutura do centro saturado ou nos terminais conectores. O elemento sensível consiste de um reator saturado que forma o síncrono, peso de prumo e cobertura.

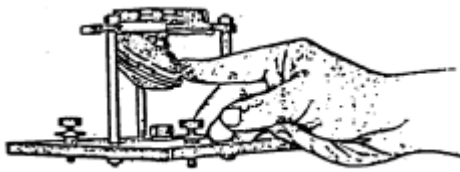
O peso de prumo sob a base do elemento fornece ereção por gravidade.

Uma vez que o detector é sujeito à força de aceleração (durante o voo), a saída é um valor médio e usado somente para uma informação relativamente a longo prazo.

O elemento sensetivo é suportado de maneira pendente das placas de montagem e fechado por cobertura em forma de concha cheia de líquido (geralmente óleo hidráulico).

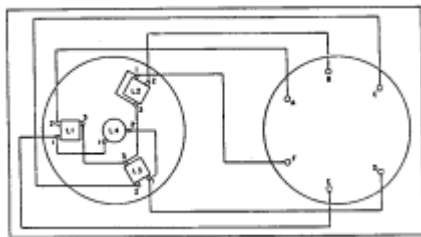
As conexões elétricas são feitas através de um bloco de terminais de conectores.

A figura 3-18 mostra um diagrama das ligações às bobinas do Síncrono e a bobina L4 instalada no elemento móvel pendular, que fica escravizado pela gravidade.



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

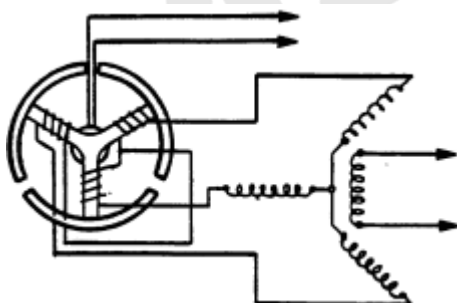
Figura 3-17 Elemento móvel pendular



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

Figura 3-18 Ligações às bobinas

O compensador é responsável pela compensação de pequenas variações das linhas magnéticas, devido a fatores como: desequilíbrio na cabeça do pêndulo ou atrito nos eixos do pêndulo (causados por sujeira, ferrugem, discrepância no líquido de amortecimento, etc).



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

Figura 3-19 Compensador

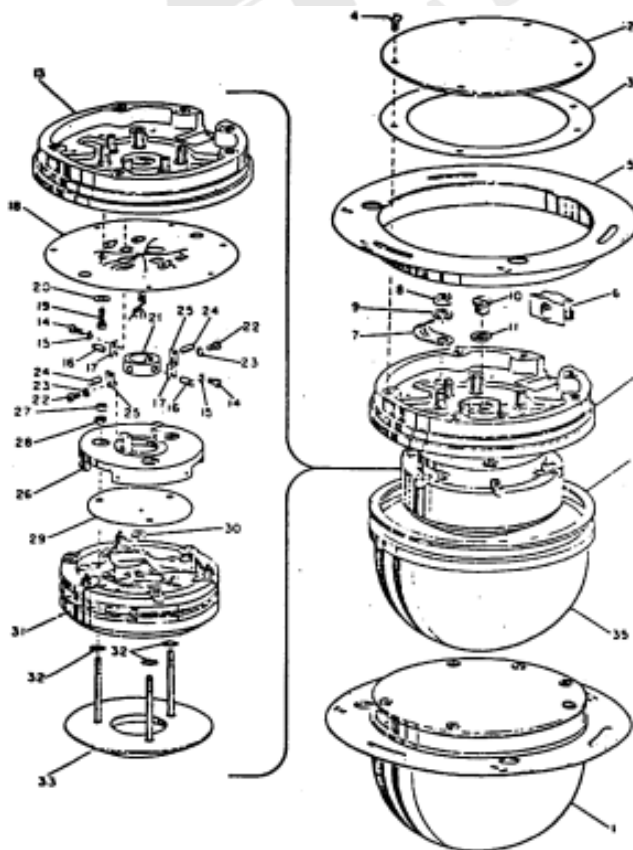


O compensador é constituído de pares de ímãs que são movidos através dos parafusos de compensação N-S, E-O que ficam visíveis no compensador.

Na figura 3-20, o conjunto de compensação está ausente, mas veem-se os orifícios por onde seria introduzida a chave para compensação (esta chave deve ser material amagnético).

### Panes Prováveis com o Detector

- a) Pequenas defasagens, causadas por interferências magnéticas externas, eixos do pêndulo com folga, desequilíbrio da cabeça de chumbo, sujeiras nos eixos do pêndulo ou líquido insuficiente no depósito;
- b) Grandes defasagens (ou giro incessante), ruptura na bobina do Síncrono, falta completa de líquido no depósito ou eixo do pêndulo quebrado.



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

Figura 3-20 Válvula detectora de fluxo

c) Qualquer defasagem pode ocorrer se houver material magnético ou motores elétricos, nas imediações do detector. Razão pela qual o mesmo deve ser instalado em locais determinados pela engenharia da aeronave.

### **Reparos e Manutenção**

a) Reparos em pista. Na pista não se pode fazer qualquer reparo no detector de fluxo. Tendo em vista a falta de meios e testadores. Pode-se, no entanto, fazer manutenção e inspeção externa como uma observação nas conexões e fios de cablagem, inspeção visual no estado de conservação do depósito de óleo quanto a rachaduras e vazamento, muito cuidado deve se ter caso tenha que transportar o detector até a seção, por causa do delicado sistema de pêndulo.

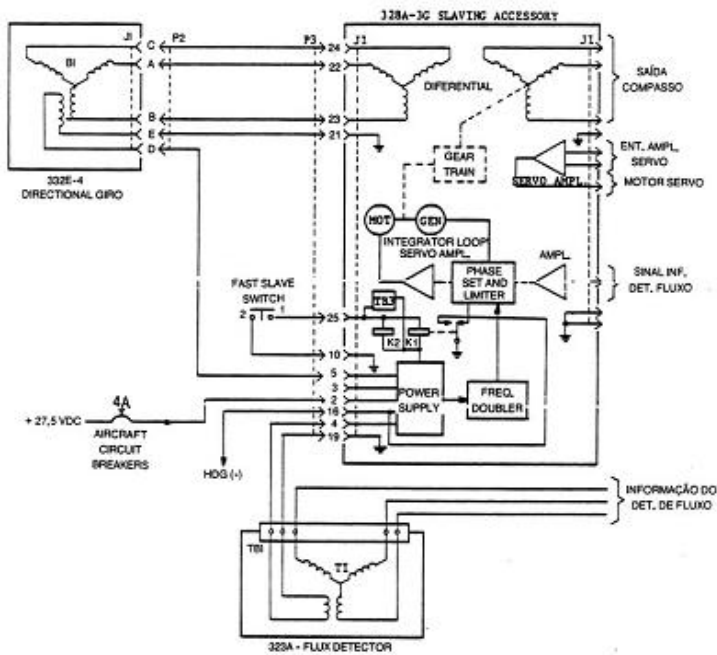
### **Unidade Acopladora (328A-3G)**

#### **"SlavingAccessory"**

A unidade acopladora contém os circuitos eletrônicos e os dispositivos eletromecânicos para integrar as informações do detector de fluxo e as do giro direcional.

Possui também um amplificador servo para atuar o motor do indicador de curso (cartão compasso). A combinação dos sinais de erro do detector de fluxo e do giro direcional produz uma saída giroestabilizada para o indicador de curso.

A fonte de força interna produz 26 VCA e 115 VCA 400 Hz para excitação (giro e detector) e alimentação do motor de giro 332E4. O circuito de acoplamento rápido é automaticamente ativado quando aplicada energia ao sistema. Após um minuto é desativado, retornando à condição normal. A falta de energia por mais de um minuto, coloca o sistema na operação de acoplamento rápido.



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

Figura 3-21 Esquema elétrico da unidade de controle e acoplamento



Fonte: <http://www.seaerospace.com/collins/328a3g.htm>

Figura 3-22 Unidade de controle e acoplamento

Os interruptores "ACOPL, RÁPIDO", localizados (um em cada posto) permitem o acoplamento manual rápido, quando requerido.

A sincronização rápida automática é aplicada por um minuto na razão de 300° por minuto e a sincronização normal, após 1 minuto, é feita na razão de 3° por minuto.

A sincronização manual é efetuada pelos interruptores do sistema PN-101, localizados na parte inferior de cada posto de pilotagem, para a posição "ACOPL.RÁPIDO'.

Nesta condição o circuito limitador é removido, permitindo um aumento na razão de correção, ou seja, uma rápida correção manual.

Unidade Acopladora .....- 328A-3G  
Alimentação .....27V CC 2,6 A  
Temperatura .....-55 a + 70° c  
Altitude .....-1.000 a + 40.000 pés

### 3.3 GIRO DIRECIONAL (332E-4)

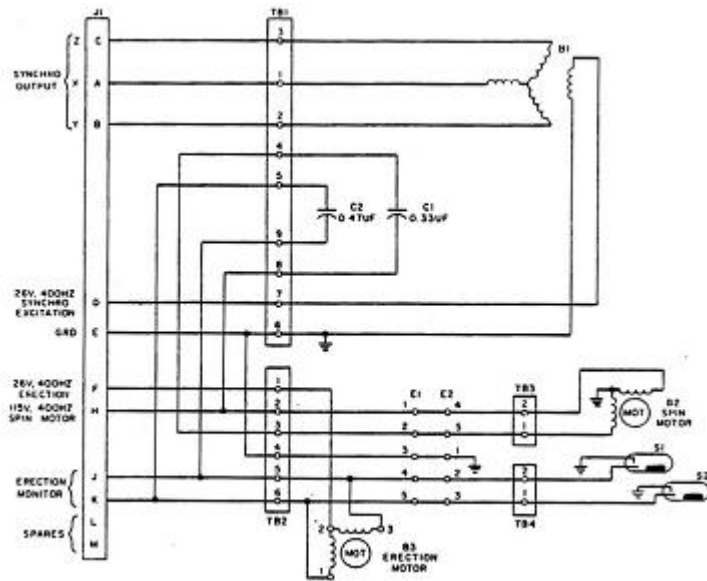
O giro direcional 332E-4 fornece um sinal de saída direcional dinâmico. O sinal de saída é obtido por um transmissor síncrono o qual será acoplado ao "gimbal" do giro.



Fonte: <http://www.seaerospace.com/collins/332e4.htm> e [http://www.k-makris.gr/Gallery\\_2\\_pics/Dir\\_Gyro\\_2.JPG](http://www.k-makris.gr/Gallery_2_pics/Dir_Gyro_2.JPG)

Figura 3-23

O rotor do giro é acionado eletricamente por 115 VCA 400 Hz. O "gimbal" é erigido pelo motor de torque, alimentado por 26 VCA.



Alimentação .....26 V CA 400 Hz, monofásico 115 V CA 400 Hz, monofásico  
 Temperatura .....-55 a + 70° c  
 Altitude..... - 1.000 a + 40.000 pés  
 Razão de desvio.....12°/h em condições normais 30°/h sob condições extremas

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

Figura 3-24 Giro Direcional - 332E-4

### Descrição

Tem a função de manter um rumo fixo estável e independente dos movimentos de uma aeronave.

Ele confirma indiretamente os sinais do detector de fluxo que orientam o indicador do curso.

Sua posição direcional acompanha a direção das linhas de força da terra, por meio de sinais do detector de fluxo e devido à própria rigidez giroscópica.

O giro direcional é operado com 115 volts e 26 volts, 400 Hz supridos pela unidade de acoplamento.

Retirando-se a capa protetora do mecanismo interno a qual é fixada através de parafusos de fenda, nota-se o anel de borracha teflonada muito resistente ao calor e que tem função de isolar o mecanismo. Ao se recolocar, o Teflon deverá ser impregnado com silicone para melhor aderência.



Fonte: [www.ion.org](http://www.ion.org)  
Figura 3-25

O mecanismo interno do giro é constituído de 2 (dois) anéis "gimbal" e um rotor (são todos inter sustentados por rolamentos em eixos de precisão).

Na parte inferior do giro, encontra-se o alojamento do motor síncrono e parte do motor de torque, além de 2 (dois) capacitores para defasar as correntes para o enrolamento do rotor giroscópico e enrolamento do motor de torque.

O rotor giroscópico é de aço na periferia e deve ser balanceado sempre que faça recuperação no instrumento.

Dois protetores do estator são encaixados no rotor sob pressão. Sempre que haja superaquecimento no rotor por causa de imperfeições no mecanismo, acarretará folgas irreparáveis nos protetores que sendo de alumínio, deverão ser trocados.

Os rolamentos do rotor também serão substituídos por ocasião de recuperação da unidade de giro direcional. A fiação, em geral, é recoberta com teflon, para que resista melhor às altas temperaturas.

O conjunto de giro deve ser perfeitamente equilibrado, o que é conseguido, colocando-se o rotor bem centralizado e finamente equilibrado através do "sem-fim".

Espaçadores são usados para se conseguir um ajuste perfeito, com folgas realizadas com o indicador de folgas, no conjunto de anéis "gimbal".

Duas chaves de mercúrio, se localizadas na parte inferior do anel interno, têm a função de "liga-desliga" do motor de torque.

No anel exterior, existe um aro de cobre que, em conjunto com o motor de torque, através de indução deste, faz a correção da deriva porventura existente durante o funcionamento. Este motor é alimentado por 26 V 400 Hz.

Um batente é usado para evitar giro próximo a 180° no anel que sustenta o rotor giroscópico.

### **Funcionamento**

O giroscópio, ao receber a corrente elétrica de 115 V.400 Hz proveniente do SLAVING, adquire um campo elétrico em seu estator, campo este que gira a uma velocidade constante. O rotor de aço que envolve o estator vai aos poucos adquirindo velocidade, na tentativa de acompanhar a velocidade do campo. Por volta de 2 (dois) minutos depois de ligado, o rotor estará girando em mais ou menos 23.000 RPM.

Esta rotação dará ao rotor, a rigidez suficiente para operar em conjunto com os sinais provenientes do gerador de fluxo e enviar ao SLAVING qualquer sinal acarretado por mudanças de direção no curso.

O giroscópico sendo montado universalmente, pode girar com o anel interno em torno de qualquer eixo horizontal. Porém, a ação da chave de mercúrio localizada na parte inferior do anel "gimbal" interno aciona o motor de torque que manterá esse anel numa posição tal que o rotor estará sempre com o eixo na horizontal.

O conjunto "anel interno-rotor" estando pivotado no anel externo, permanecerá fixo, possibilitando ao conjunto total tomar qualquer posição com relação ao azimute.

Qualquer variação na posição do conjunto interno com relação à proa em que o giro direcional foi instalado, será eletricamente enviado ao SLAVING como sinal de síncrono.

O rotor do síncrono do giro direcional, instalado no mesmo eixo do anel gimbal externo, permanece fixo quando a aeronave muda de rumo, enquanto o estator deste síncrono envia a variação de sinal para o SLAVING.

### **Manutenção e Testes**

Os giroscópios direcionais são desmontados em laboratório para reparação total. Na pista, eles só podem ser inspecionados superficialmente quanto à frenagem do plugue, parafusos soltos no suporte e mau funcionamento.



Depois de desmontado, todas as peças são inspecionadas e limpas com freon ou benzina. Existem máquinas ultrassônicas próprias para limpezas mais profundas.

As peças danificadas são substituídas por outras de mesmo PN e as recuperáveis são trabalhadas de acordo com ordens técnicas específicas.

O rotor (considerado o "coração" da unidade) recebe tratamento especial quanto à manutenção e testes.

Mesmo que a causa da desmontagem seja "tempo de uso do equipamento", o rotor tem que ser balanceado, pois um rotor desbalanceado irá causar vibrações, ruídos indesejáveis, desgastes nos rolamentos e principalmente diminuirá consideravelmente a vida do conjunto giro.

O balanceamento só é executado depois de inspecionadas as fiações, rolamentos, eixo e protetores.

Instalado, o rotor sofrerá ensaio de 72 horas a fim de amaciamento dos mancais. Neste período qualquer pane se manifestará.

No final das 72 horas a velocidade do rotor deve ser confirmada em 23.000 RPM.

Ao desligar a energia para o rotor, o mesmo deverá girar por um tempo de no mínimo 3 minutos.

Se isso não acontecer, certamente o rotor será aquecido demasiadamente fazendo com que as folgas padrão tenham sido reduzidas, produzindo atrito demasiado nos rolamentos. Sendo comprovado que o rotor está em condições, ele e o anel gimbal interno serão montados no anel gimbal externo, através dos rolamentos - esses rolamentos são menos precisos que aqueles do rotor, e podem ser usados novamente caso estejam em condições. Espaçadores são utilizados para conseguir um ajuste perfeito com folgas confirmadas com o indicador de folgas do conjunto de anéis "gimbal".

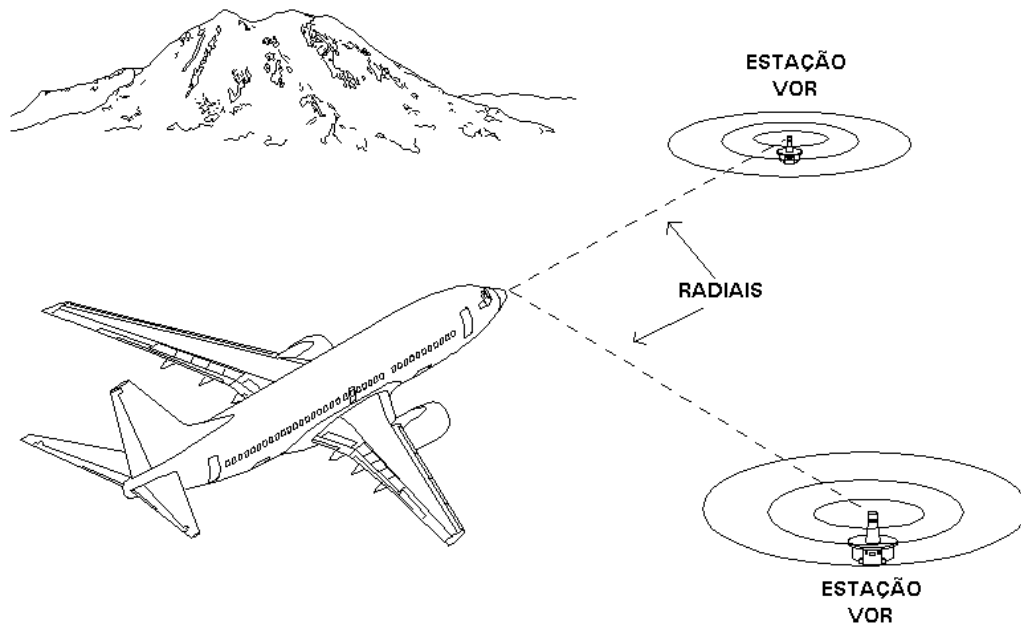
Em seguida o mesmo é feito entre os anéis e a carcaça.

Uma inspeção é feita nas fiações de cobertura teflonada que geralmente não se danificam com o tempo. Também deve ser feita inspeção e teste nos motores síncronos e de torque, bem como na eficiência das chaves de mercúrio.

Finalmente, depois de feita a montagem da cobertura, o giro direcional será testado em todas as posições possíveis de operação.

### 3.4 PRINCÍPIOS DO VOR

As estações do VOR fornecem orientação de navegação em rota. Estas estações operam na faixa de frequência de 108:00 a 117:95 MHz e são auto identificadas pela transmissão de um grupo de três letras em código Morse, ou em alguns casos por modulação de voz.



Fonte: Boeing manual de manutenção

Figura 3-26

O conceito de operação VOR é baseado na geração de radiais, ou rumos magnéticos, por uma estação transmissora de terra e uma receptora a bordo do avião. A seção de instrumentação receptora do avião determina qual a radial de passagem através da posição do avião.



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

Figura 3-27 Estação de VOR

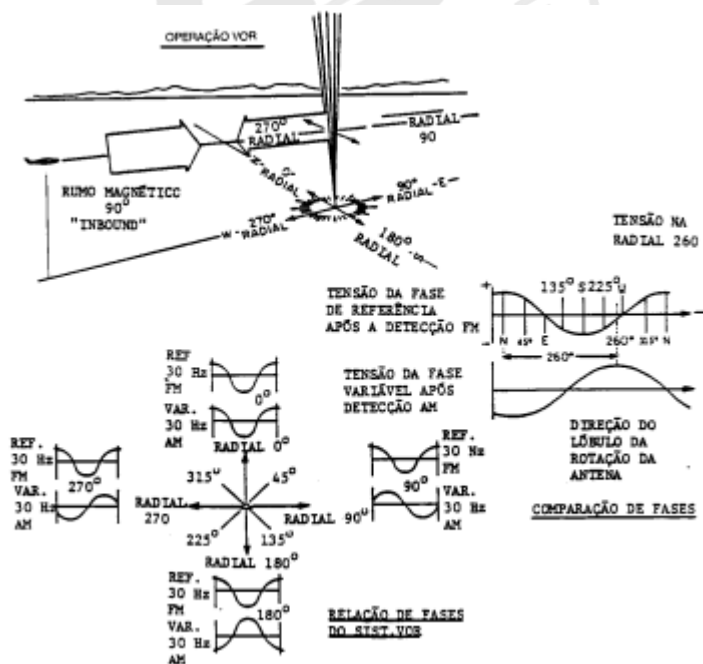
A radial é determinada pelo ângulo medido entre o norte magnético e o avião com relação a uma estação de VOR. O rumo magnético do avião para a estação é, conseqüentemente, a recíproca da radial.

A estação de VOR produz o padrão de irradiação das radiais pela transmissão de um sinal referência de 30 Hz e um sinal da fase variável de 30 Hz para comparação no receptor de bordo.

O sinal de referência de 30 Hz está contido na subportadora de frequência modulada (FM) de 9960 Hz que varia de 9480 a 10440 Hz numa razão de 30 Hz.

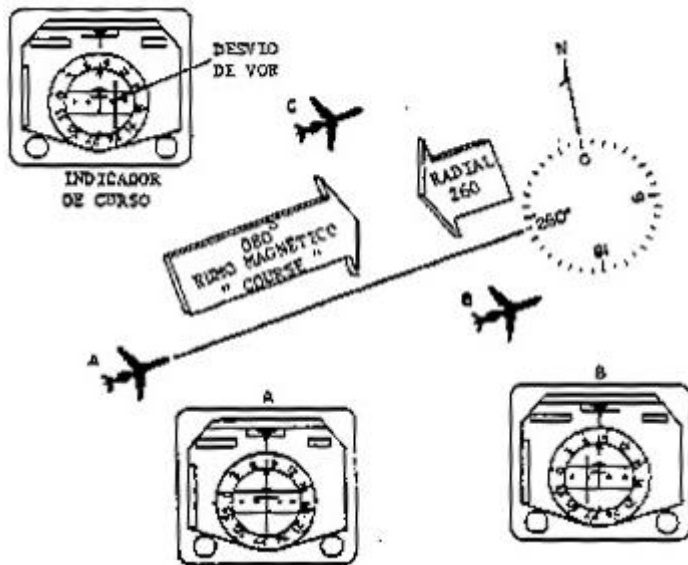
O sinal de fase variável de 30 Hz é uma componente de amplitude moduladora (AM) do sinal RF da estação VOR. Este sinal é gerado pela rotação do padrão de transmissão, mecanicamente ou eletronicamente a 1800 revoluções por minuto (30 por segundo).

A transmissão da identificação da estação em código Morse ou em voz é também uma componente AM.



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

Figura 3-28 Princípios do VOR



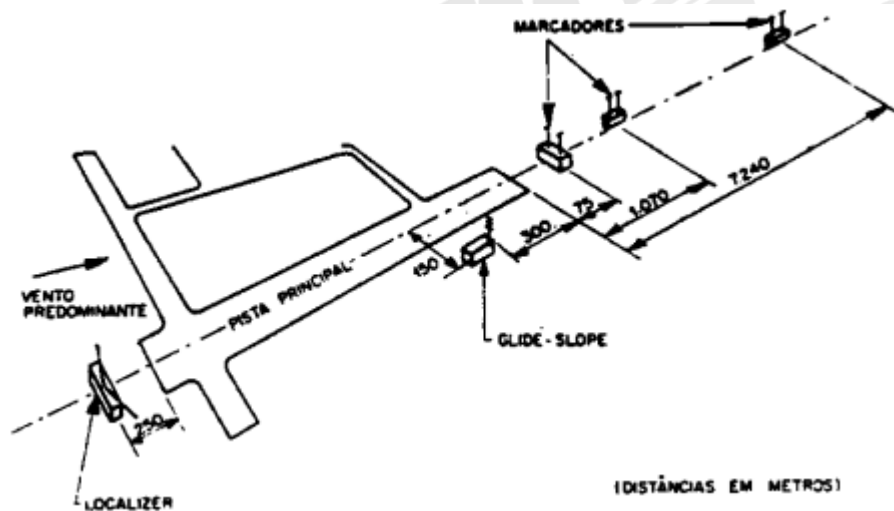
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 3-29 Operação VOR

### 3.5 SISTEMA DE POUSO POR INSTRUMENTOS

Basicamente, o sistema pode ser dividido em três partes, muito embora, segundo a definição acima, bastariam apenas duas correspondentes às informações vertical e horizontal.

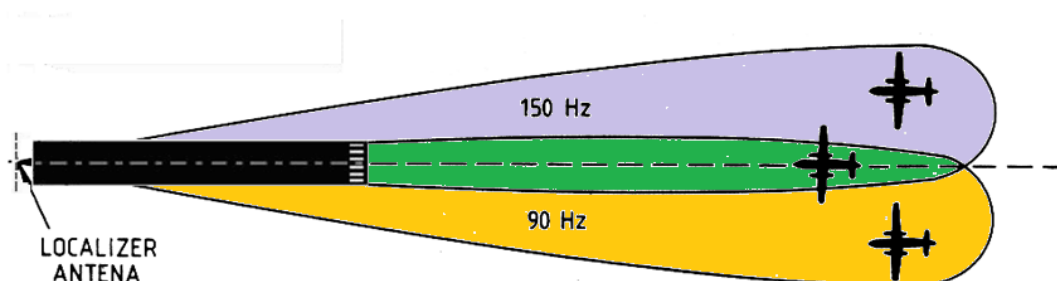
O primeiro subsistema é denominado localizador de pista (localizer) e consiste de um transmissor localizado no eixo da pista e próximo à extremidade oposta àquela em que a aeronave pousa na pista. Veja a figura 3-30.



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

Figura 3-30 Componentes do Sistema de Pouso por Instrumentos

Uma portadora de VHF (faixa de 108,1 a 111,95 MHz) modulada por um tom de 90 Hz e outro de 150 Hz é transmitida por um conjunto de antenas dispostas de tal modo que toda a energia ficará concentrada num estreito feixe vertical perpendicular ao eixo da pista. Ver a figura 3-31.



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

Figura 3-31 Sistema "Localizador de Pista"

Um receptor localizado à direita do centro do feixe receberá o sinal transmitido de tal modo que um dos tons áudio predomina sobre o outro e vice-versa.

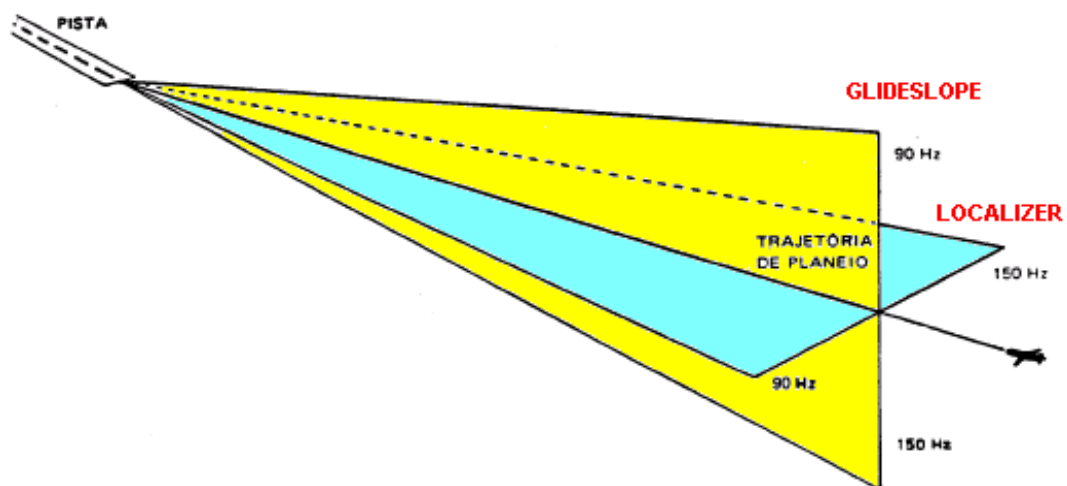
Quando o receptor estiver alinhado com o centro do feixe os dois tons se anulam. Deste modo, o piloto está sendo continuamente informado sobre sua posição em relação ao eixo da pista.

Ver a figura 3-32.

O segundo subsistema é denominado ângulo de planeio (glide slope ou glide path), sendo constituído por um transmissor localizado ao lado da pista e próximo à cabeceira de aproximação (figura 3-33).

A portadora está situada numa faixa de UHF (329,15 a 335 MHz) e também é modulada por dois tons de áudio: 90 a 150 Hz.

O sistema de antenas é disposto de tal modo que a informação é transmitida segundo um estreito feixe que pode ser assemelhado a um plano inclinado, em relação à pista, de um ângulo igual àquele segundo o qual a aeronave deve descer. Na realidade, existem dois feixes, como veremos mais adiante, mas somente um deles nos interessa.

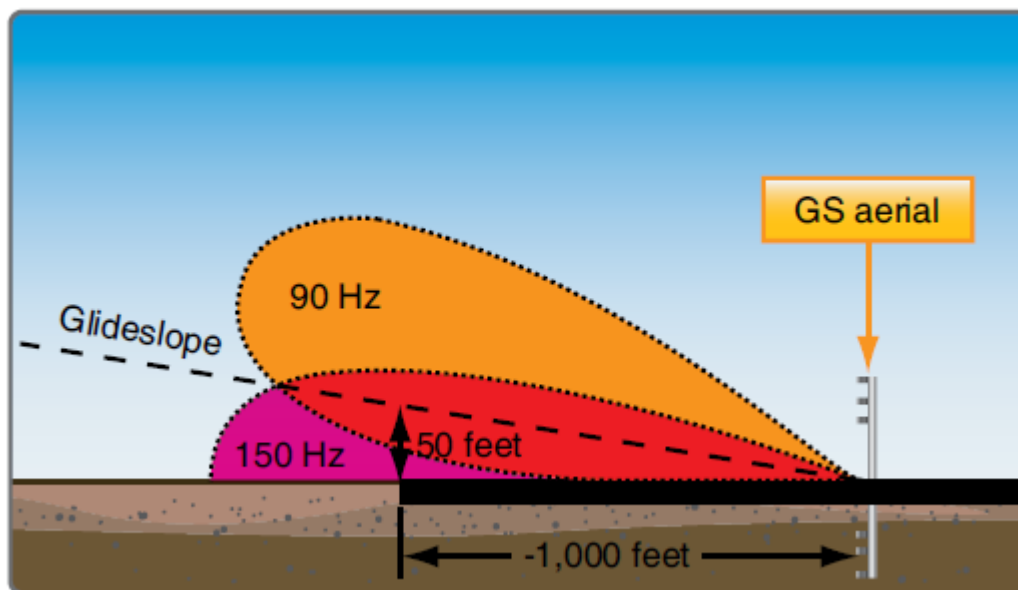


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 3-32 Trajetória de Planeio

Analogamente ao que foi explicado em relação ao localizer, um receptor situado abaixo do feixe receberá um dos sinais de áudio predominado sobre o outro vice-versa.

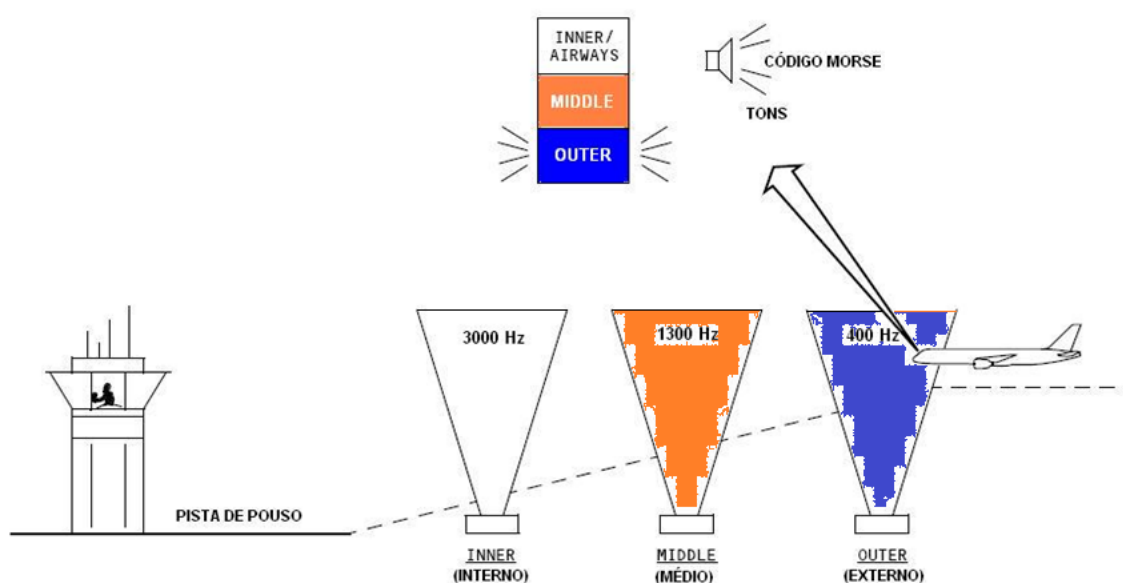
Se estiver exatamente no centro do feixe os dois tons se anulam. Assim sendo, o piloto pode verificar a qualquer instante sua posição em relação ao plano de descida. Tendo em vista o exposto anteriormente, podemos concluir que as informações fornecidas pelos dois subsistemas determinam a trajetória correta que a aeronave deve seguir: a reta de interseção dos dois planos, conforme está ilustrado na figura 3-33.



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

Figura 3-33 Sistema "Ângulo de Planeio"

Finalmente, resta o terceiro subsistema, o de "marcadores de pista" (MarkerBeacons), constituído de três transmissores alinhados com o eixo da pista, conforme ilustrado na figura 3-34. Os três marcadores, conhecidos como externo, médio e interno, operam numa única frequência (75MHz), sendo que cada portadora é modulada por um tom de áudio diferente: 3.000 Hz para o interno, 1.300Hz para o médio e 400Hz para o externo



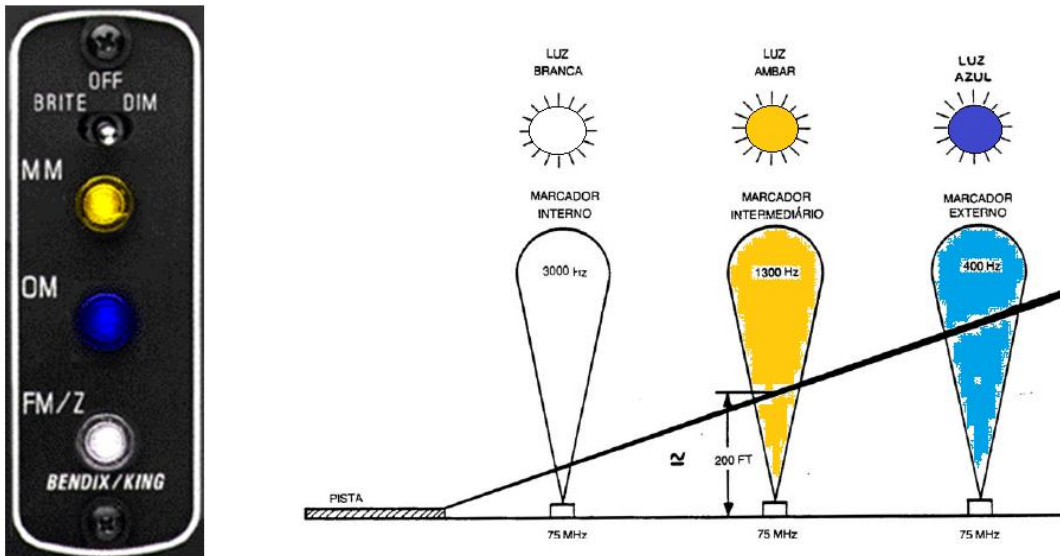
Fonte: Boeing AMM I

Figura 3-34 Sistemas "Marcadores de Pista"

Os respectivos sistemas de antena são tais que a energia é concentrada segundo um feixe cônico de pequena abertura e, conseqüentemente, o receptor de bordo só acusa a presença do sinal quando a aeronave está bloqueando o respectivo marcador.

Como as distâncias entre os marcadores e a cabeceira de aproximação da pista são padronizadas internacionalmente, os marcadores indicam ao piloto o progresso da aeronave ao longo da perna final.



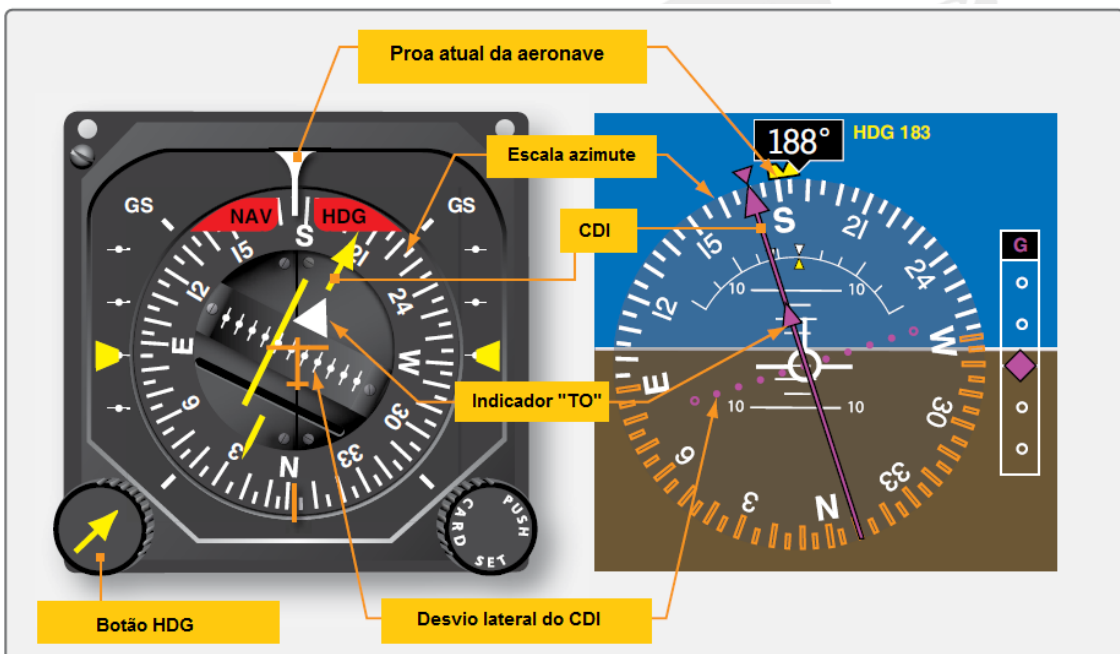


Fonte: Evandro Ferreira

Figura 3-35 Indicadores dos Sistemas "Marcadores de Pista"

### 3.6 INDICADOR DE CURSO (HSI) - 331A-3G

Os indicadores de curso (Horizontal Situation Indicator - HSI), montados nos painéis principais (dianteiro e traseiro), mostram a posição geográfica do avião, de uma panorâmica plana em função do rumo escolhido, em relação a uma estação de VOR ou de ILS.

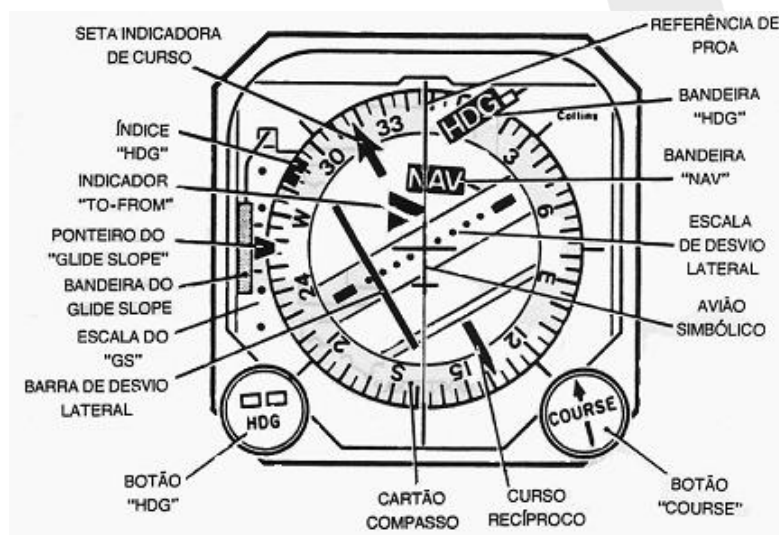


Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 3-36

O indicador de curso fornece indicações do sistema de bússola giromagnética. Além de dar a proa magnética e uma visão plana da situação da navegação, o indicador de curso também fornece saída sincronizada para dois "RMI's" (um em cada posto de pilotagem).

No indicador de curso a posição da seta indicadora de curso, combinada com os sinais do VIR31A, é analisada pelo mecanismo elétrico interno. Disso resulta uma apresentação pictorial da posição do avião por meio da barra de desvio e do ponteiro "TO-FROM".



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

Figura 3-37 Indicador de Curso (HSI)

### Características do indicador de curso 331A - 3G

Controles.....	Botão HDG com razão de 6:1	Botão COURSE com razão de 6:1
Alimentação.....	26 V CA 400Hz	28 V CC para iluminação
Temperatura.....	-30° a + 50° C	
Altitude.....	-1.000 a 40.000 pés	

### Entradas

Indicador TO FROM.....	200µA 200 ohms
Barra de desvio lateral.....	120µA p/0,5 polegadas; 1000 ohms
Ponteiro do GS.....	150µA (deflexão total); 1000 ohms
Bandeira NAV.....	desaparecimento 200µA ±20µA; 1000 ohms
Bandeira HDG.....	desaparecimento 2 mA; 1000 ohms

Bandeira GS.....desaparecimento  $200 \pm 10\mu\text{A}$  e no batente fora da visão a  $245 \pm 12\mu\text{A}$ ;  
1000 ohms

Sensibilidade da bússola.....opera com sinal de erro mínimo de 1 grau

### **Descrição do Indicador de Curso (HSI)**

O indicador de curso (HSI) 331A-3G apresenta uma vista plana pictorial do avião com relação ao norte magnético associado ao sistema VOR ou ao ILS.

O rumo e o curso selecionados são lidos sobre o cartão compasso. Um amplificador remoto, localizado na unidade acopladora, é usado para o acionamento do motor servo do cartão compasso.

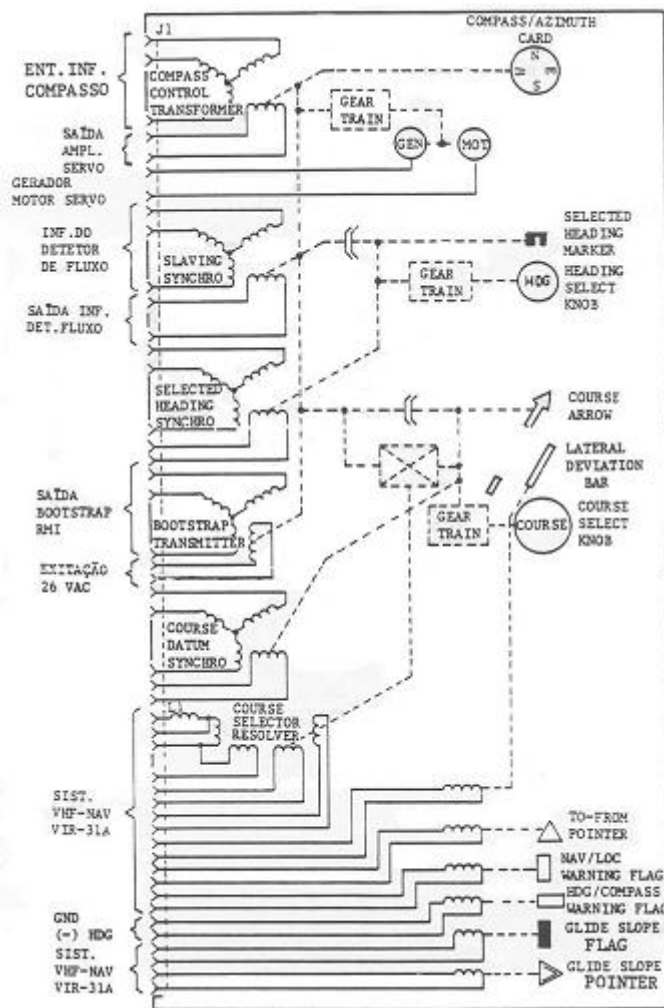
O indicador possui um síncrono para o COURSE e um para rumo magnético HDG, destinados aos sistemas de controle automático de voo. Um transformador BOOTSTRAP destinado a outros indicadores repetidores de rumo magnético, um transformador de controle do cartão compasso e de acoplamento HDG do giro direcional e um síncrono escravo dos sinais do detector de fluxo.

Os indicadores e alarmes do HSI são: desvios de VOR e LOC, desvios de GS, indicador TO FROM, bandeiras de falha HDG, NAV e GS. O curso (VOR e LOC) e o rumo HDG são selecionados manualmente pelos botões COURSE e HDG na razão de 6:1.

A rotação CW do botão também causa a rotação CW da seta ou do índice HDG.

### **Referência de Proa**

É uma linha fixada ao vidro do instrumento. Serve para referenciar a proa magnética em que o avião se encontra.



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

3-38 Diagrama bloco do indicador de curso - HSI

### Bandeira HDG

Quando presente no indicador, alerta que o rumo magnético apresentado no cartão compasso não é válido, em consequência da desenergização do sistema PN-101, falha interna ou em operação giro livre.

### Cartão Compasso

Fornecer a orientação magnética com referência ao norte magnético. É giroestabilizado pelo sistema de bússola magnética PN-101.

## **Índice "HDG"**

Posicionado pelo botão HDG serve como referência de proa selecionada a ser voada.

## **Botão "HDG"**

Permite girar, manualmente, o índice HDG na periferia do cartão compasso para o rumo magnético desejado.

O ajuste do índice HDG por este botão não afeta a indicação magnética no cartão compasso.

## **Avião Simbólico**

É uma miniatura de avião fixada ao vidro do instrumento representando a posição do avião com relação às demais informações do indicador de curso.

## **Bandeira NAV**

Aparece sempre que o sistema de VHFNAV estiver desligado, em operação anormal ou recebendo um sinal inadequado do sistema de terra VOR ou LOC. Portanto a indicação da barra de desvio lateral não é válida.

## **Barra de Desvio Lateral**

É a parte central da seta indicadora de curso. Tem a finalidade de mostrar os desvios da radial selecionada ou os desvios de uma trajetória do localizador do sistema ILS.

A posição do avião em relação à radial ou ao feixe de LOC é representada pela posição do avião simbólico (miniatura de avião) em relação à barra de desvio lateral.

Para manter-se na radial indicada pela seta indicadora de curso, a barra de desvio lateral deve ser mantida alinhada com a seta.

### **Seta Indicadora de Curso**

É posicionada sobre o cartão compasso pelo botão COURSE, serve para indicar a radial ou curso de LOC publicado de um sistema ILS.

### **Botão "Course"**

É usado para posicionar a seta indicadora de curso (radial de um VOR ou o curso de LOC) sobre o cartão compasso.

### **Curso Recíproco**

É a extremidade traseira da seta indicadora de curso, portanto, também posicionada pelo botão COURSE, com o propósito de indicar sobre o cartão compasso o curso recíproco.

### **Indicador "To-From"**

Indica se a estação de VOR sintonizada está à frente ou atrás do avião, ou seja, qual extremidade da seta indicadora de curso aponta para a estação VOR evitando-se, deste modo, a ambiguidade de informação do sistema VOR.

### **Ponteiro do "Glide Slope"**

Quando o sistema VHF-NAV estiver sintonizado para ILS e recebendo sinais adequados do transmissor de GLIDE SLOPE indicará a posição do feixe de GS com relação à trajetória de planeio do avião.

### **Bandeira do "Glide Slope"**

A bandeira do Glide Slope cobre o ponteiro e a escala do GS com o sistema VHFNAV desenergizado, não sintonizado em ILS, com pane no receptor GS e quando recebendo sinais não confiáveis.

## Escala de Desvio Lateral

A escala de desvio lateral tem a finalidade de apresentar a quantidade de graus em que o avião se encontra com relação a uma radial selecionada ou com relação ao curso do LOCALIZER sintonizado. Operando em VOR, cada ponto na escala de desvio lateral, representa, aproximadamente, 2°. Em operação ILS, cada ponto indica 0,5°.

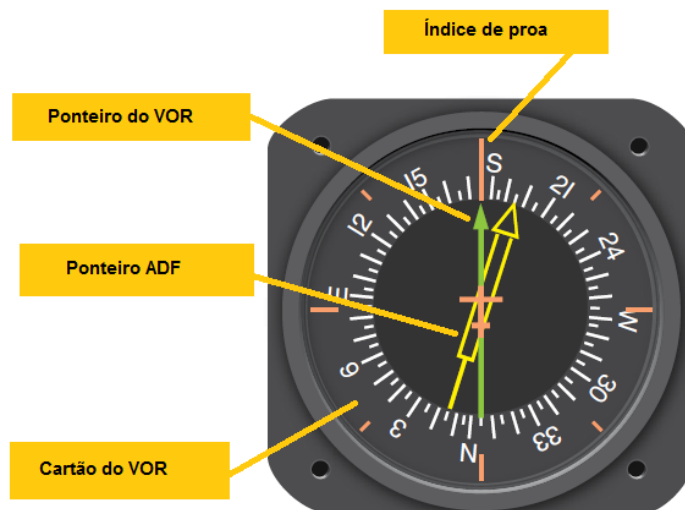
## Escala do "GS"

A escala do GLIDE SLOPE indica a quantidade de graus em que a trajetória de planeio do avião está do centro do feixe do GS. Cada ponto na escala do GS vale aproximadamente 0,35.

### 3.7 INDICADOR RADIOMAGNÉTICO - RMI (3115)

Cada painel principal (dianteiro e traseiro) possui um RMI com dois ponteiros, um de barra simples (fino) e um de barra dupla (grosso) e ainda um cartão compasso (limbo móvel da bússola giromagnética), giroestabilizado pelo sistema PN-101

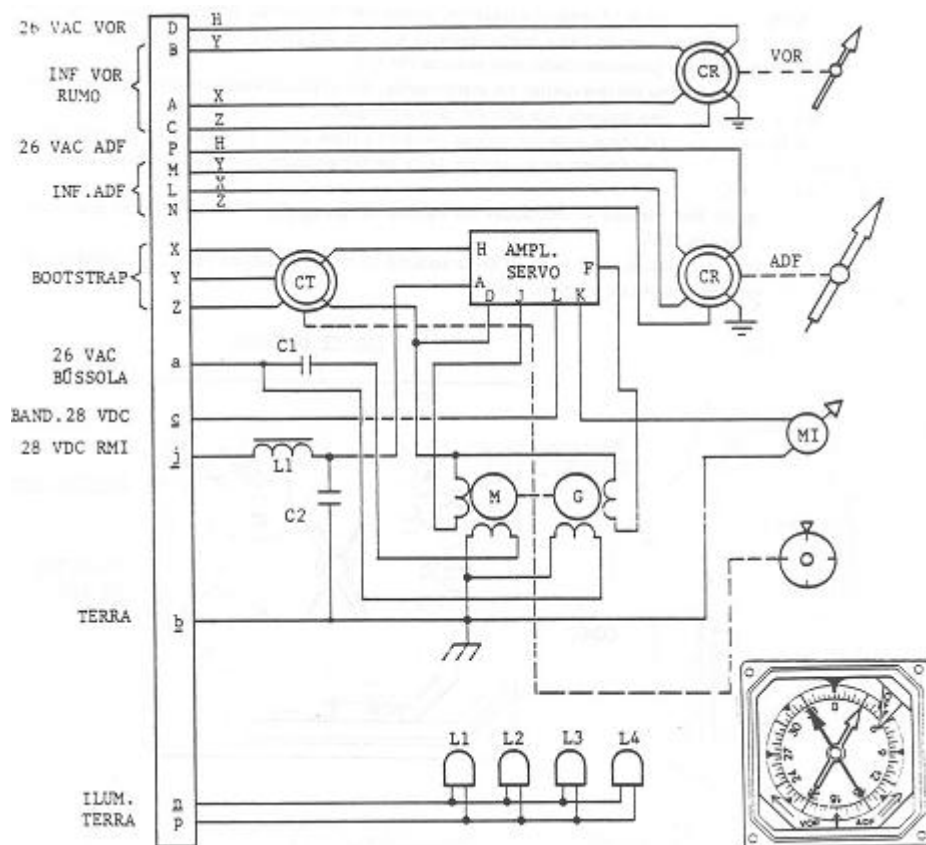
Uma marca fixa na parte superior do instrumento, denominada índice de proa, e é referência da proa magnética do avião, quando lida sobre o cartão compasso.



Fonte: Evandro Ferreira

Figura 3-39 Indicador Radiomagnético - RMI





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

Figura 3-40 Diagrama do Indicador Radiomagnético

A bandeira OFF no canto superior direito, quando à vista, indica que a informação magnética do cartão não é válida (em sincronização rápida, falha na alimentação interna do sistema, operação em giro livre, etc.). O ponteiro fino fornece as indicações do sistema de navegação VOR e o ponteiro grosso, informações do sistema ADF.

Um sinal de validade VOR ausente ou o sistema VHF-NAV selecionado para a modalidade ILS provocará o estacionamento do ponteiro a 90°.

### Características do Indicador RMI - 3115

Alimentação.....26 VCA 400Hz, 150 mA 27,5 VCC, 550 mA

Iluminação.....0 a 28 VCC

Temperatura..... -30 a + 20.000 pés

Altitude.....-1000 a + 20.000 pés

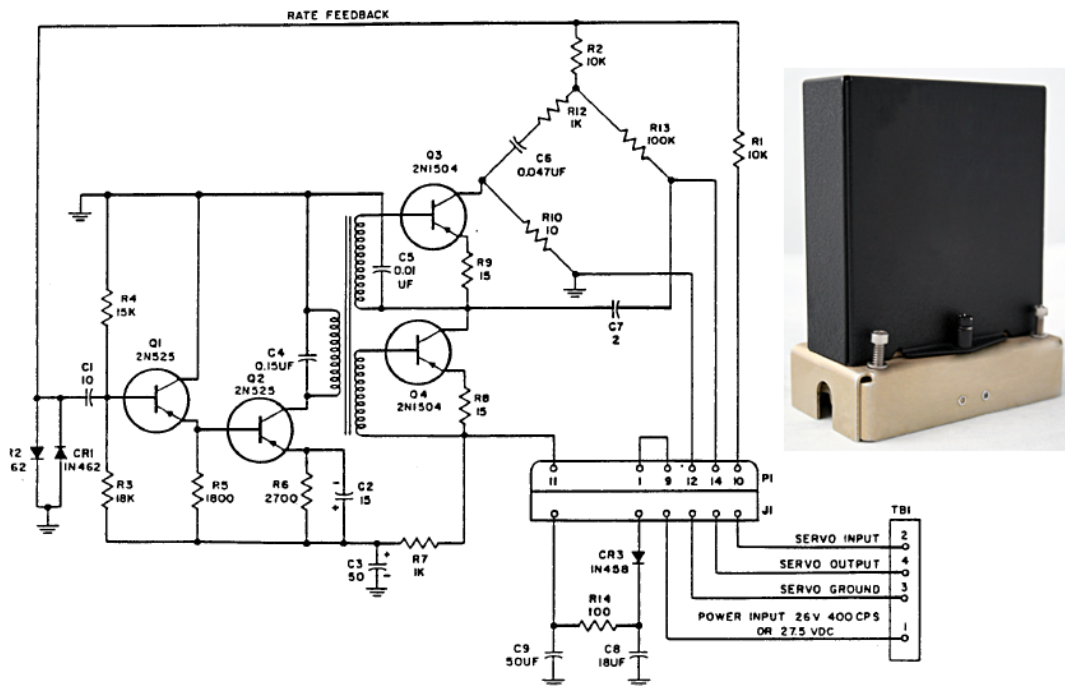
Ponteiro ADF.....sinal síncrono trifásico excitação 26 VCA, 400Hz

Ponteiro VOR.....sinal de seno/cosseno onda quadrada

Entrada do Cartão Compasso .....síncrono X,Y  
 Bandeira OFF .....27 VCC

### Amplificador Servo - 341C-1

O 341C-1 COLLINS é um amplificador servo transistorizado, tendo a função de amplificar a tensão de erro do transformador de controle do cartão compasso, a um nível suficiente, para o motor do cartão compasso do HSI do posto traseiro.



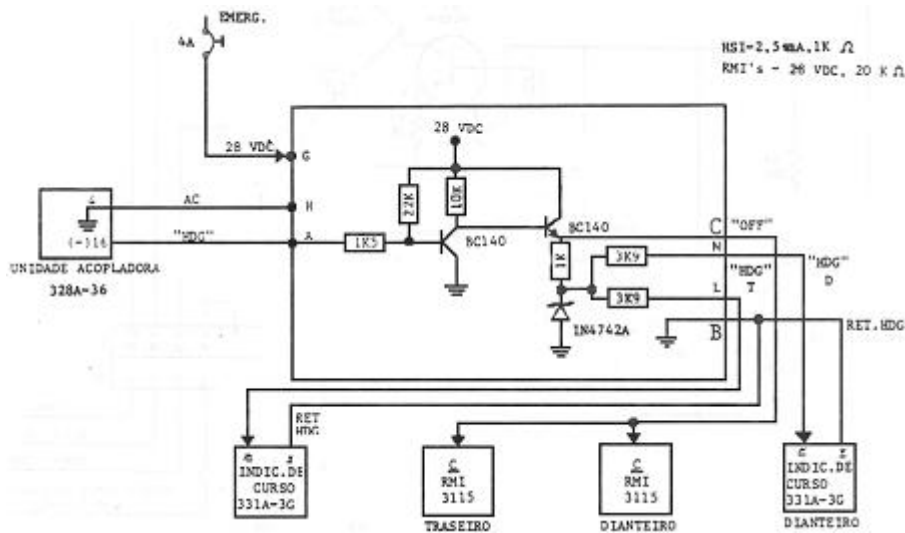
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/Evandro Ferreira

Figura 3-41 Diagrama do Amplificador Servo - 341C-1

Alimentação .....28 VDC  
 Temperatura..... -40 a + 55° C  
 Altitude .....30.000 pés

### Adaptador de Bandeira (AE 10003-001)

O adaptador de bandeira AE 10003-001 adapta a saída de alarme HDG da unidade acopladora 328A-3G para dois indicadores de curso (HSI) 331A -3G e dois indicadores RMI 311



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

Figura 3-42 Diagrama do adaptador de bandeira

### IntERRUPTORES DE SINCRONISMO MANUAL

A sincronização lenta do limbo de bússola será permanente, enquanto o avião for operado normalmente.

Poderá, no entanto, haver precessão do giro, o que ocasionará erros na indicação.

Este erro pode ser corrigido instantaneamente, por meio do sistema de acoplamento rápido, calcando-se o botão de ACOPLAMENTO RÁPIDO.

O sistema de acoplamento rápido é um conjunto de 2 interruptores. O interruptor esquerdo (GIRO DIREC) tem 3 posições.

Na posição ACOPL (central), o giroscópio fica sincronizado pela válvula de fluxo ao campo magnético do local. Na posição LIVRE (para cima) o sistema é operado como giro direcional livre, devendo o piloto fazer as correções usuais. Na posição ACOPL RÁPIDO (para baixo), efetua-se o acoplamento rápido para corrigir a precessão do giro ocasionada por manobras anormais da aeronave ou para sincronização rápida do sistema, após operação na posição LIVRE. O interruptor direito (SINCR MANUAL) é utilizado quando o interruptor esquerdo (GIRO DIREC) estiver na posição LIVRE e possui 3 posições.

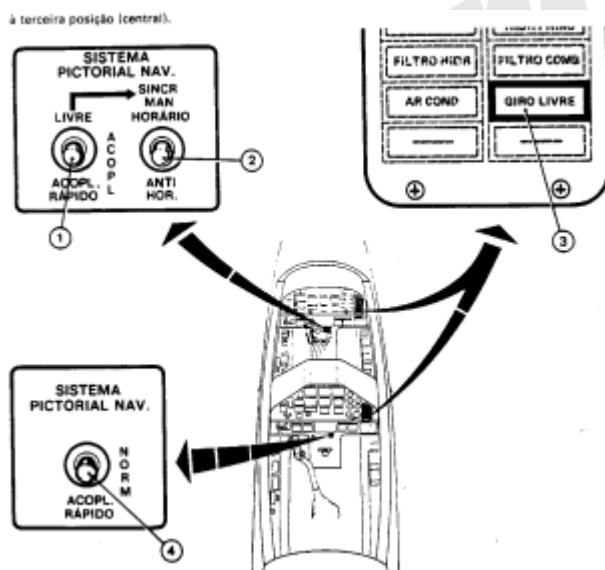
Na posição HORÁRIO (para cima), o cartão de bússola (limbo) gira no sentido horário e na posição ANTI-HOR (para baixo), o cartão de bússola (limbo) gira no sentido anti-horário.

Estas duas posições são momentâneas e, cessada a atuação sobre o interruptor, este retorna à terceira posição (central).

## Procedimentos Operacionais

Quando o sistema de bússola giromagnética PN-101 for energizado, no indicador de curso 331A-3G, a bandeira HDG desaparecerá após um minuto. Se a bandeira HDG aparecer, as indicações do cartão compasso devem ser consideradas inválidas e a energia do sistema deve ser removida. A barra de desvio lateral, o ponteiro GS e o indicador TO FROM continuam fornecendo suas informações.

Em condições normais de voo a indicação do rumo magnético e os erros do giro direcional são corrigidos na razão de 3° por minuto.



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

Figura 3-43 Interruptores de sincronismo

Para o acoplamento manual rápido o interruptor deve ser mantido na posição ACOPL. RÁPIDO, neste caso o cartão gira na razão de 300° por minuto. Se a bandeira NAV aparecer, o sistema VHF NAV estará desligado, com funcionamento anormal, sintonia imprópria, ou ainda recebendo um sinal não confiável.

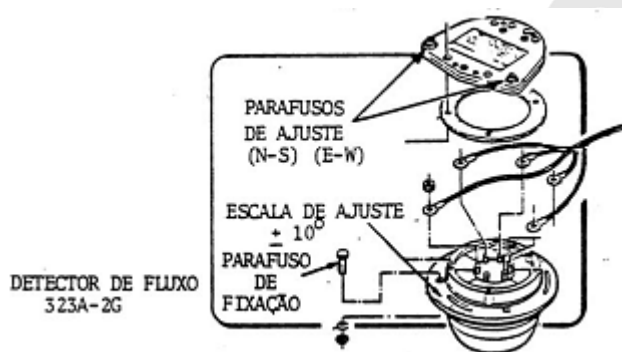
No entanto o funcionamento do cartão compasso fornecendo normalmente o rumo magnético do avião.

Se a bandeira do "glide slope" aparecer durante uma operação ILS, o sinal recebido não será confiável ou o sistema de bordo não estará operando normalmente, entretanto as partes referentes ao LOC e ao HDG não serão afetadas.

## Compensação do sistema PN-101

### Informações Gerais

A compensação deve ser feita na rosa dos ventos ou com uma bússola padrão com visor, numa área livre de interferências magnéticas. A fonte não deverá ficar próxima às pontas das asas do avião. Os três parafusos de fixação do detector de fluxo deverão estar apertados. O dianteiro em zero grau permite ajuste de até 10° para cada lado.



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

Figura 3-44 Detector de fluxo

Anote os rumos magnéticos dados pelos cartões do HSI e do RMI com a proa do avião em 0°, 90°, 180° e 270° observando o desaparecimento da bandeira HDG, no HSI e o tempo de espera de um minuto.

A primeira compensação deverá ser feita nos três parafusos de fixação do detector de fluxo, de modo que a diferença fique o mais próximo possível de zero. O coeficiente para esta correção deverá ser obtido pelo cálculo:

$$\frac{(N) + (E) + (S) + (O)}{4}$$

Para a segunda compensação, o avião deverá ser girado novamente para 0°, 90°, 180° e 270°, anotar as diferenças algébricas em cada um dos rumos e ajustar o parafuso N-S (proa NORTE) e E-W (proa ESTE) no detector de fluxo. Após a compensação gire o avião de 30 em 30° e anote os erros existentes no cartão de correção correspondente.

### **3.8 INSTRUMENTOS DO MOTOR**

#### **3.9 INDICADOR DE TORQUE**

O sistema de indicação de torque pode ser elétrico ou eletrônico (esta classificação é puramente didática).

Abordar-se-ão aqui somente estes dois tipos (os mais usais) apesar de existirem vários outros.

##### **a. Elétrico - Descrição Geral**

O sistema de indicação de torque do motor, é constituído de um torquímetro hidromecânico, integral à caixa de redução do motor, que fornece a um transmissor, sob a forma de pressão de óleo, a indicação precisa do torque produzido pela turbina de potência. O transmissor de torque converte o valor da pressão em sinais elétricos que, por sua vez, são transmitidos ao indicador. O indicador é convenientemente graduado de modo a apresentar a informação recebida diretamente em unidades de torque (lb.ft).

##### **b. Torquímetro**

O mecanismo do torquímetro consiste de um cilindro e de um pistão, que delimitam um espaço denominado câmara de torquímetro e de uma válvula de êmbolo e respectiva mola. Este conjunto encontra-se integralmente incorporado à caixa de redução do motor, sendo acionado pela engrenagem anular do primeiro estágio de redução. A engrenagem anular é provida, em sua superfície exterior, de dentes de traçado helicoidal, engrenados em dentado semelhante, usinado na parte interna da caixa de redução. Desse modo, qualquer tendência da engrenagem anular, em girar, resulta em um deslocamento axial da mesma.

Este movimento axial é transmitido ao pistão, que se encontra encostado à face da engrenagem que por sua vez, atua a válvula do conjunto contra a ação da sua mola.

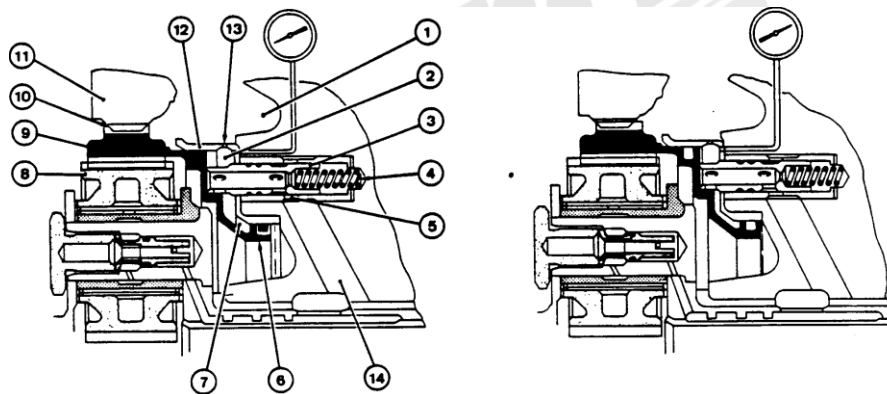
O deslocamento do êmbolo da válvula provoca a abertura de um orifício calibrado, que permite a entrada de um fluxo de óleo pressurizado na câmara do torquímetro.

O movimento do êmbolo da válvula é interrompido quando a pressão de óleo da câmara do torquímetro equilibra o torque que está sendo absorvido pela engrenagem anular. Qualquer alteração na potência do motor provocará um desequilíbrio do sistema e fará

com que o ciclo seja novamente iniciado, até que o equilíbrio seja novamente restabelecido. O bloqueio hidráulico do sistema é evitado por meio da sangria de uma pequena quantidade de óleo, da câmara do torquímetro, para o interior da caixa de redução, através de um orifício existente na parte superior do cilindro.

Como a pressão externa e a pressão existente no interior da caixa de redução podem diferir e afetar a pressão total exercida sobre o pistão do torquímetro, a pressão interna é também medida.

A diferença entre a pressão do torquímetro e a pressão da caixa de redução, indica exatamente o valor do torque produzido.



1. Óleo sob pressão na caixa de redução;
2. Óleo sob pressão na câmara do torquímetro;
3. Pistão da válvula;
4. Mola;
5. Orifício dosador;
6. Pistão do torquímetro;
7. Câmara do torquímetro;
8. Engrenagem planetária do 1º estágio de redução;
9. Engrenagem anular do 1º estágio de redução;
10. Dentes helicoidais;
11. Carcaça da caixa de redução;
12. Cilindro do torquímetro;
13. Orifício de sangria;
14. Óleo sob pressão do sistema lubrificador do motor.

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

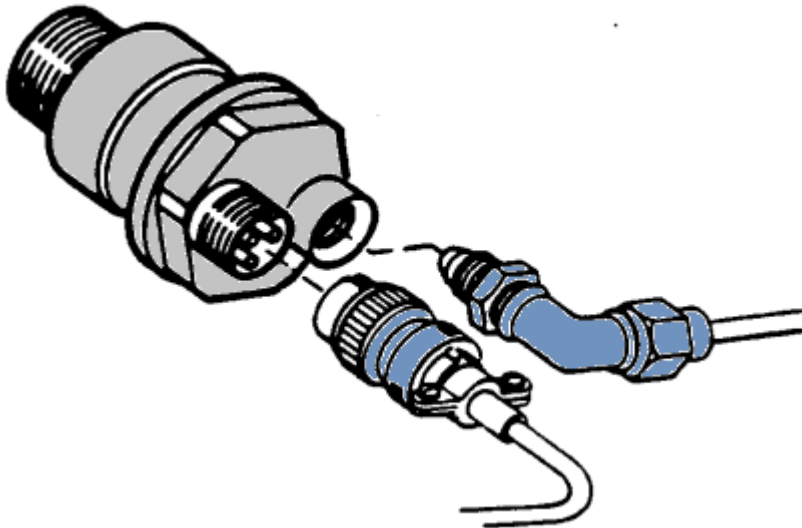
Figura 3-45 Mecanismo do Torquímetro

Estas duas pressões são dirigidas, através de passagens internas, para duas tomadas localizadas na carcaça dianteira da caixa de redução, de onde são feitas as ligações para o transmissor de torque.



## Transmissor de Torque

O transmissor é uma unidade sensora selada, do tipo relutância variável, provida de uma tomada para a linha de pressão proveniente da câmara do torquímetro e de um receptáculo para o conector da cablagem elétrica que o supre com 26 VCA 400 Hz e o liga aos indicadores. A pressão interna da caixa de redução é recebida através do adaptador ao qual se acha acoplado.

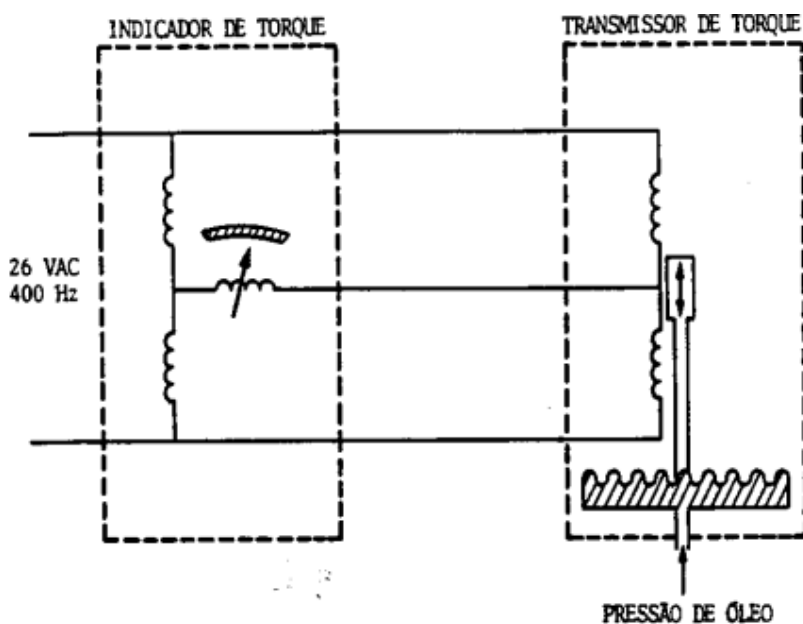


*Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional*

Fig. 3-46 Transmissor de torque

O transmissor incorpora um diafragma, que move uma armadura magnética através de dois enrolamentos estacionários, sempre que as pressões aplicadas ao transmissor variam.

A diferença entre estas pressões, proporcional ao torque do motor, atua sobre o diafragma, alterando o valor da relutância relativa dos enrolamentos do transmissor e produzindo um sinal de tensão correspondente àquele diferencial, que é transmitido ao indicador.

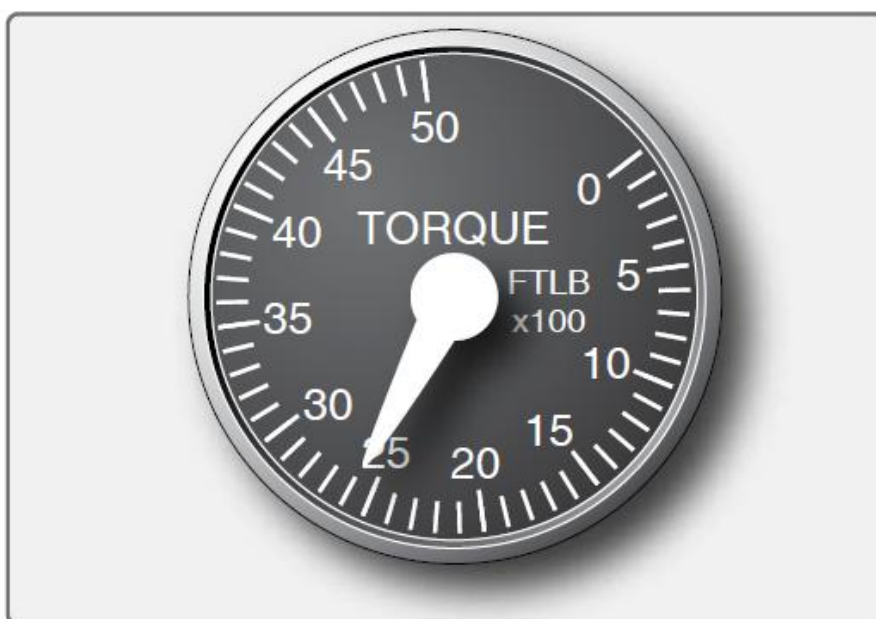


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 3-47 Circuito elétrico de indicação de torque

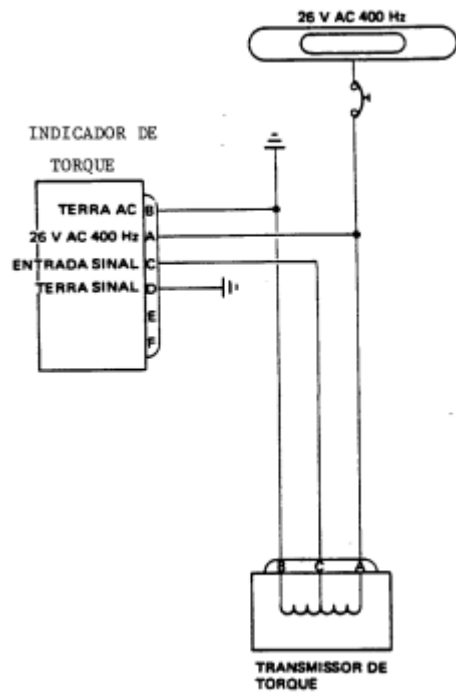
O indicador é uma unidade selada, provida de dois enrolamentos fixos, com tensão constante (26 VCA/400 Hz), que formam, juntamente com os enrolamentos do transmissor, uma ponte de corrente alternada (CA), e de um enrolamento móvel, usado como galvanômetro, que recebe o sinal (tensão) proveniente do transmissor e desloca o ponteiro do indicador proporcionalmente ao sinal recebido.

O mostrador do instrumento apresenta uma escala periférica, graduada em lb.ft



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

Figura 3-48 Indicador de torque do motor



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

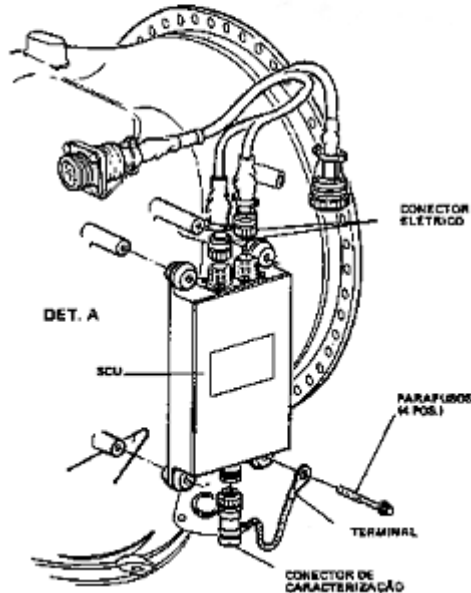
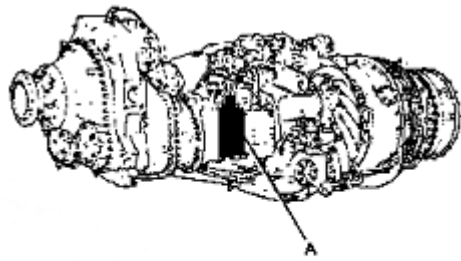
Figura 3-49 Diagrama esquemático do sistema de indicação de torque

### Eletrônico - Descrição Geral

A medição do torque baseia-se no princípio da diferença de fase dos sinais gerados pelos anéis dentados do torquímetro. Os sinais (de diferença de fase e de temperatura) captados pelo sensor de torque são processados na SCU e transformados em sinal de tensão. Este sinal, que é proporcional ao torque desenvolvido pelo motor, é enviado ao indicador de torque.

A Unidade Condicionadora de Sinais (SCU) possui, em sua parte inferior, um conector de caracterização, usado para sua calibragem durante testes de fabricação do motor.

Esta calibração serve para ajustar o sinal de torque a um valor nominal, compensando as diferenças de fabricação e composição de material com que é feito o eixo de torque. Essa calibração não deve ser alterada durante procedimentos de manutenção da aeronave.



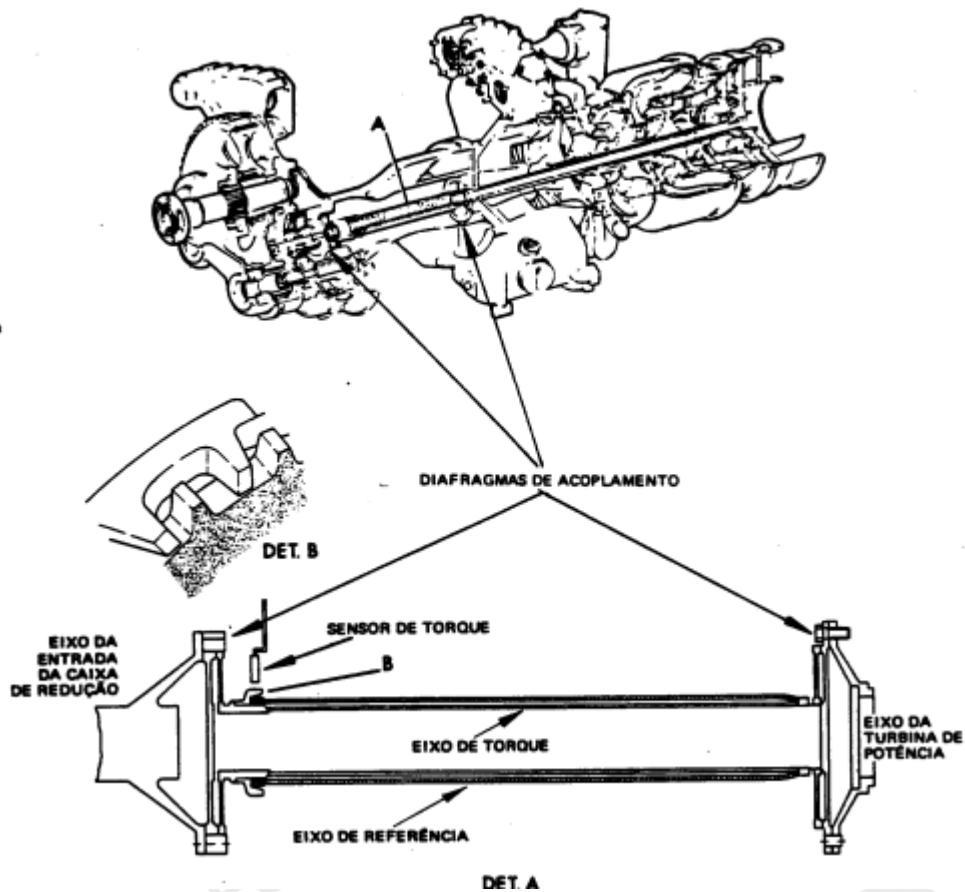
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 3-50 Unidade Condicionadora de Sinais (SCU)

## Torquímetro

O conjunto de eixos do torquímetro é composto de dois eixos coaxiais. O elemento central (eixo de torque) interconecta o eixo da turbina de potência ao eixo de entrada da caixa de redução, através de acoplamento tipo diafragma.

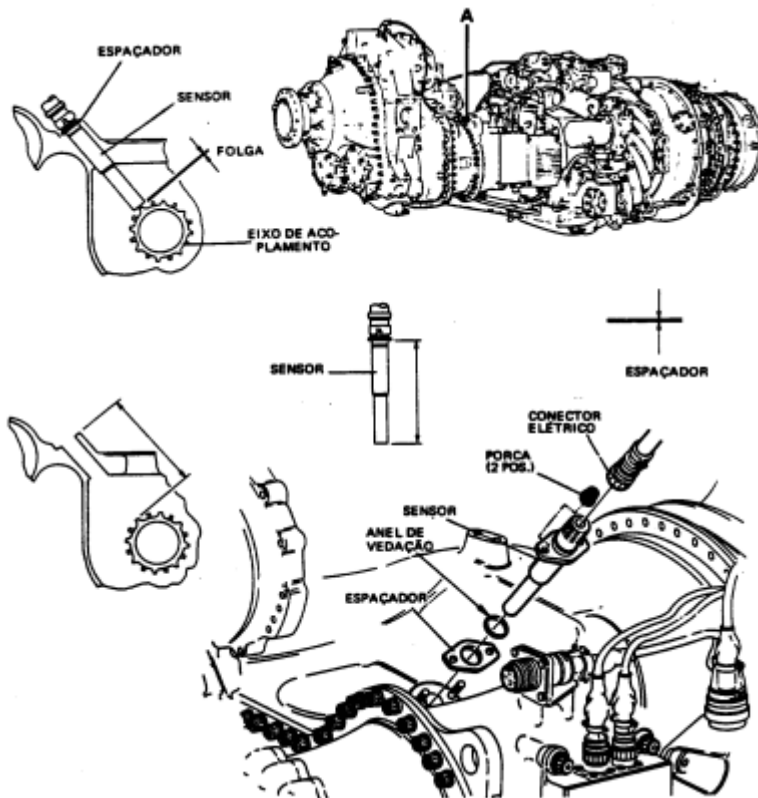
A extremidade posterior do elemento externo (eixo de referência) é fixada à extremidade posterior do eixo de torque, sendo a extremidade dianteira livre. Tanto o eixo de torque quanto o de referência são providos, em suas extremidades dianteiras, de anéis dentados, cujos dentes dos dois eixos é proporcional ao torque do motor.



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

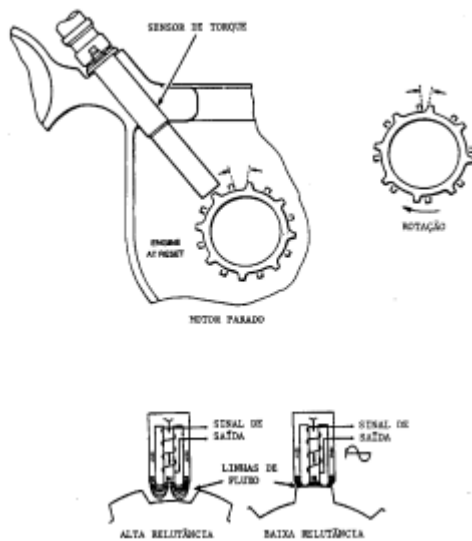
Figura 3-51 Localização do Torquímetro

O sensor de torque penetra na carcaça dianteira de entrada de ar até próximo aos anéis dentados do torquímetro, captando a diferença de fase entre os anéis e enviando estes sinais à SCU. O sensor mede também a temperatura do ar na região do torquímetro, a fim de corrigir o efeito da temperatura, que tem influência na torção do eixo do torque.



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

Figura 3-52 Localização do sensor de torque



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

Figura 3-53 Sensor de torque

### Operação do Sistema

O indicador de torque e a unidade condicionadora de sinais (SCU) são alimentados com 28 VCC. A diferença entre os sinais fornecidos pelos pontos de alta e baixa relutância, gerados

pelos eixos de torque e de referência, é percebida pelo sensor de torque que os envia à SCU.

Na SCU este sinal sofre uma compensação por efeito da variação de temperatura e também por características de usinagem das engrenagens.

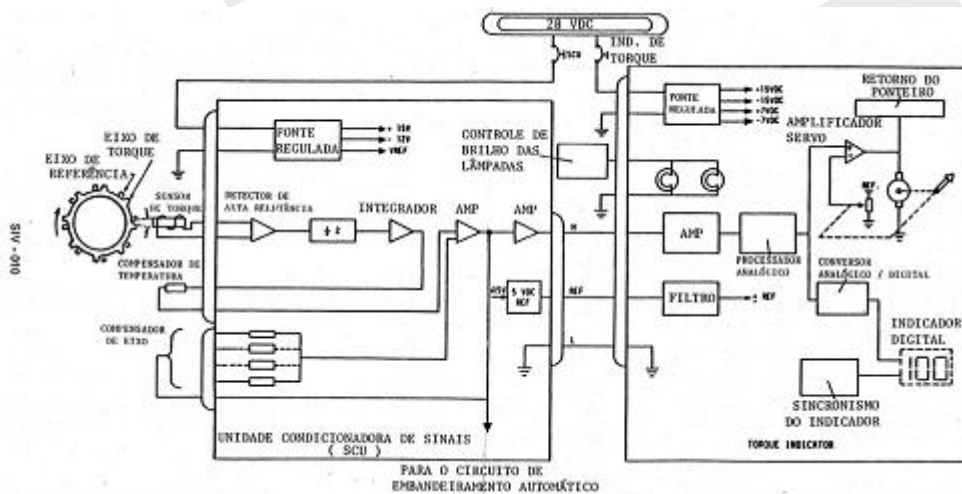
Tanto a dilatação por aumento da temperatura como a variação da largura do dente da engrenagem na usinagem pode ser vista erroneamente pelo sensor de torque, como variação do torque o que daria ensejo de uma indicação errada no mostrador. A SCU transforma o sinal de entrada numa tensão de 0 a 5 VCC, proporcional ao torque do motor. O sinal CC, após processado, é enviado ao indicador.

O sinal de torque de entrada é enviado ao processador de entrada e, em seguida, ao amplificador servo. Este sinal é filtrado de modo que somente a componente CC é enviada ao sistema servo.

O amplificador servo compara a posição do ponteiro de torque relativo ao sinal CC e movimenta proporcionalmente o motor CC.

Caso o sinal de entrada seja inválido, obter-se-á uma indicação de zero.

A falha de alimentação ocorrerá numa indicação abaixo de zero e o indicador digital apagar-se-á.



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

Figura 3-54 Diagrama do circuito eletrônico de indicação de torque

### 3.10 INDICADORES DE TEMPERATURA

Observação: a descrição detalhada do bulbo sensor de temperatura e do funcionamento do circuito da ponte de Wheatstone pode ser vista neste manual no IINDICADOR DE TEMPERATURA DO AR EXTERNO.



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

Figura 3-55

O sistema de indicação de temperatura do óleo consiste basicamente de uma ponte de Wheatstone, instalada no interior do indicador, sendo um dos braços da ponte formado pelo bulbo resistivo, sensível à temperatura.

O sensor é instalado (normalmente) na linha da pressão de óleo.

### **Elemento Sensível (Bulbo)**

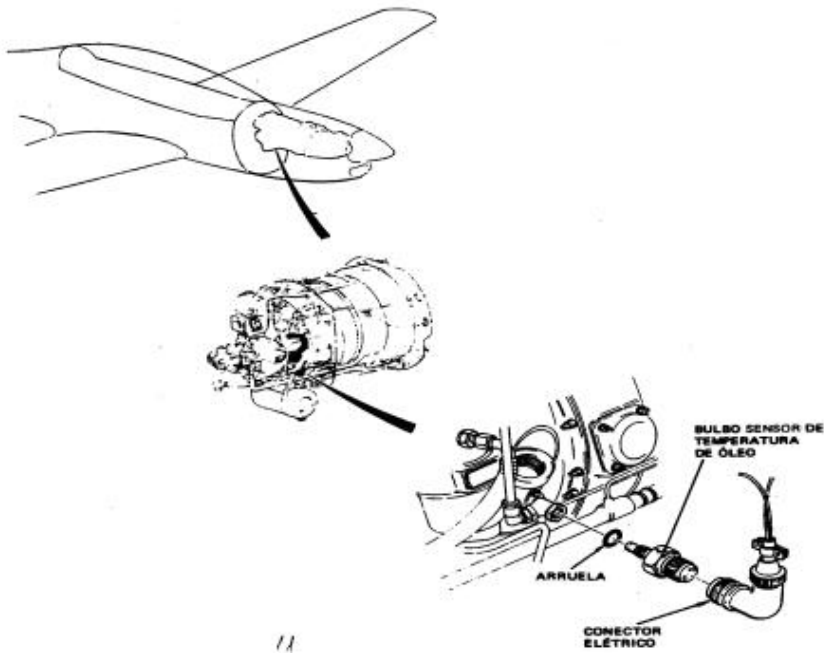
**O elemento sensível à temperatura ou captador é feito de um enrolamento de fio de níquel puro especialmente selecionado para tal fim.** O níquel é usado por ser um material altamente sensível às variações de temperatura, ou seja, tem sua resistência variada com a mínima mudança de temperatura.

Em cada lado do enrolamento há uma tira de mica e uma de prata. As tiras de prata atuam como condutores de calor e transmitem rápida e uniformemente as mudanças de temperatura ao fio de níquel.

O isolamento de mica impede que haja curto-circuito entre as tiras de prata e o tubo de proteção em que está encerrado o elemento sensível. O tubo de proteção é feito de Monel (liga de níquel e cobre) e é soldado com solda de prata a uma cabeça sextavada, a qual é equipada com os pinos de ligação para os fios de conexão do sistema.

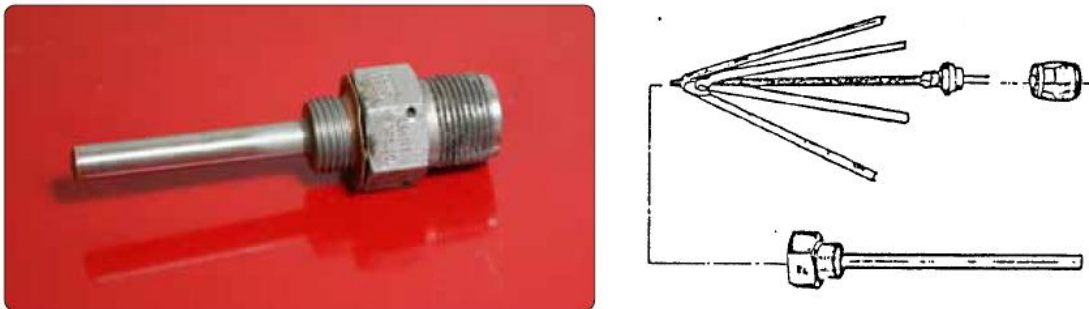
O bulbo é sempre colocado em local apropriado e onde se capta a temperatura a ser medida e indicada.





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

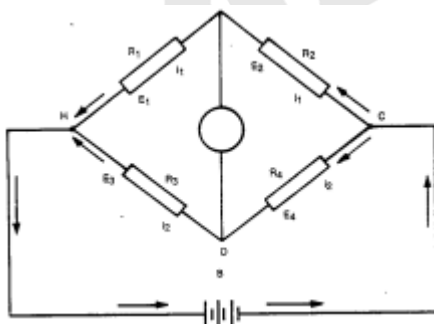
Figura 3-56 Localização do sensor de temperatura (bulbo)



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

Figura 3-57 Elemento sensível à temperatura

### Circuito Ponte de Wheatstone



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

Figura 3-58 Diagrama de um circuito Ponte de Wheatstone

O circuito em ponte é composto de 4 resistências instaladas na forma apresentada na figura 3-58.

Os cantos opostos do paralelogramo assim formado (E e D) são ligados a um galvanômetro (G) e os outros dois cantos (H e C) aos bornes de uma bateria (B) ou a outra fonte de energia elétrica. Quando o conjunto é percorrido por uma corrente elétrica e, desde que o potencial nos pontos E e D seja o mesmo, a ponte estará em equilíbrio e o galvanômetro não registrará passagem de corrente.

Desde que a ponte se desequilibre, ou melhor, desde que o potencial nos pontos E e D seja diferente, haverá tendência em restabelecer o equilíbrio, e a corrente circulará do ponto do potencial mais elevado para o de potencial menos elevado e neste caso o galvanômetro acusará a passagem da corrente.

Conclui-se que, quando o galvanômetro intercalado no circuito de ponte não registra corrente entre os pontos E e D, ela estará em equilíbrio e neste caso a razão dos braços HE e EC será igual à razão dos braços HD e DC.

Assim sendo, deve haver proporcionalmente uma relação determinada entre as resistências dos 4 braços da ponte, posto que a intensidade da corrente que circula pelos 2 lados é a mesma.

Veja-se qual a relação que deve existir entre as quatro resistências da ponte a fim de que ela permaneça em equilíbrio.

Chamando de  $R_1$ ,  $R_2$ ,  $R_3$  e  $R_4$  as resistências dos braços HE, EC, HD e DC;  $I_1$  e  $I_2$  as intensidades das correntes que circulam por HEC e HDC;  $E_1$ ,  $E_2$ ,  $E_3$  e  $E_4$  as tensões correspondentes aos quatro resistores, ter-se-á de acordo com a Lei de Ohm que:

$$E_1 = I_1 \times R_1$$

$$E_2 = I_1 \times R_2$$

$$E_3 = I_2 \times R_3$$

$$E_4 = I_2 \times R_4$$

Como o potencial dos condutores HD e HE no ponto H é o mesmo, porque este ponto é comum a ambos e como admite-se que a ponte se achava em equilíbrio, conclui-se que a DDP  $E_1$  entre H e E é igual a  $E_3$ , diferença de potencial entre H e D.

Seguindo-se um raciocínio análogo, chega-se à conclusão de que  $E_2$  é igual a  $E_4$ .

Pode-se então escrever:

$$I_1 \times R_1 = I_2 \times R_3$$

$$I_1 \times R_2 = I_2 \times R_4$$

Dividindo-se estas duas igualdades uma pela outra, membro a membro, ter-se-á:

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{R_3}{R_4}$$

Esta será, portanto a condição que deve ser cumprida para que a ponte permaneça em equilíbrio, isto é, a fim de que o galvanômetro não acuse passagem de corrente.

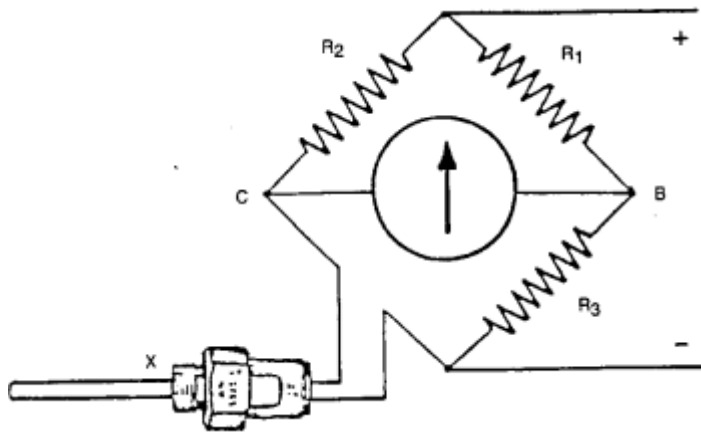
Sendo assim pode-se determinar o valor da resistência de um dos braços da ponte, desde que sejam conhecidas as dos outros três.

### Funcionamento do Termômetro Tipo Ponte

A medição de temperatura por variação de resistência pode ser feita através da ponte de Wheatstone e um galvanômetro.

O circuito apresentado na figura 3-59 opera baseado no princípio de controle de fluxo de corrente que passa através do indicador (galvanômetro), variando-se a resistência de um braço da ponte.

Se a corrente circulante por R1/R3 for a mesma de R2/X a ponte estará balanceada e a tensão no ponto B será a mesma do ponto C. **Nenhuma corrente fluirá através do indicador.**



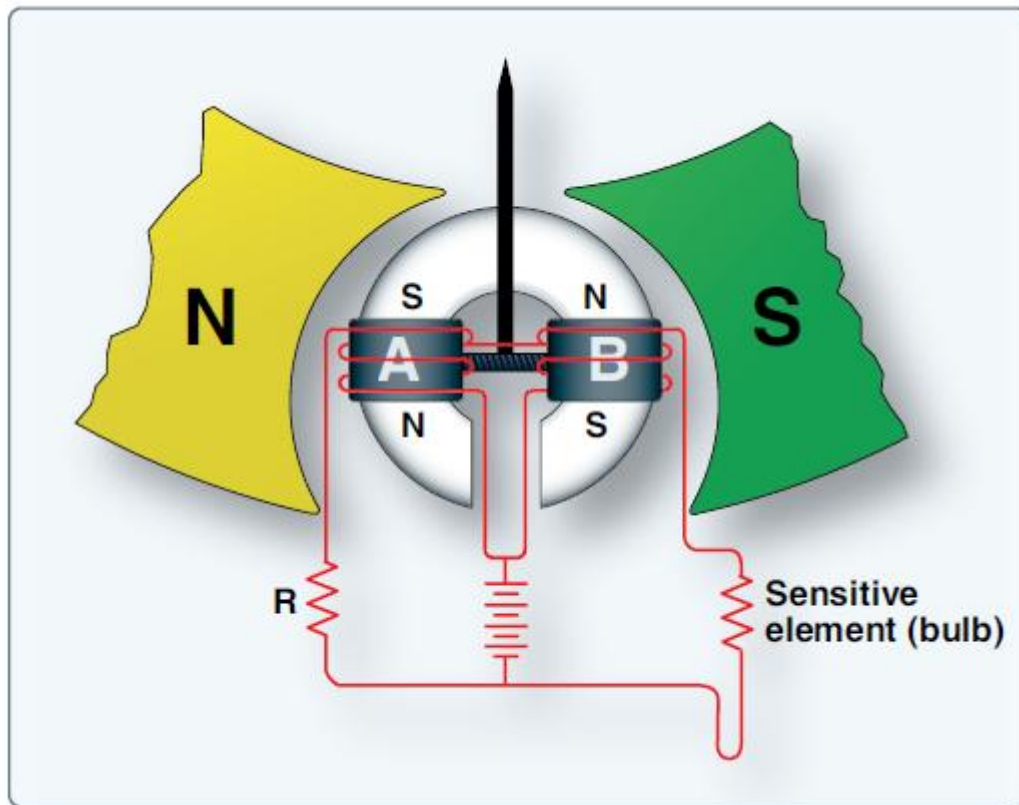
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 3-59 Circuito elétrico de indicação da temperatura do óleo

Se a temperatura medida pelo bulbo aumentar, a resistência do bulbo também aumentará assim como a queda de tensão sobre o mesmo. Isso faz com que a tensão no ponto C seja maior do que no ponto B e conseqüentemente uma corrente irá fluir através do indicador. Se a resistência do bulbo diminuir abaixo do valor necessário para balanceamento da ponte,

a tensão no ponto C será baixa o suficiente para que a corrente que passa através do indicador mude a sua direção.

O galvanômetro utiliza duas bobinas que se deslocam num campo não uniforme entre dois ímãs permanentes.

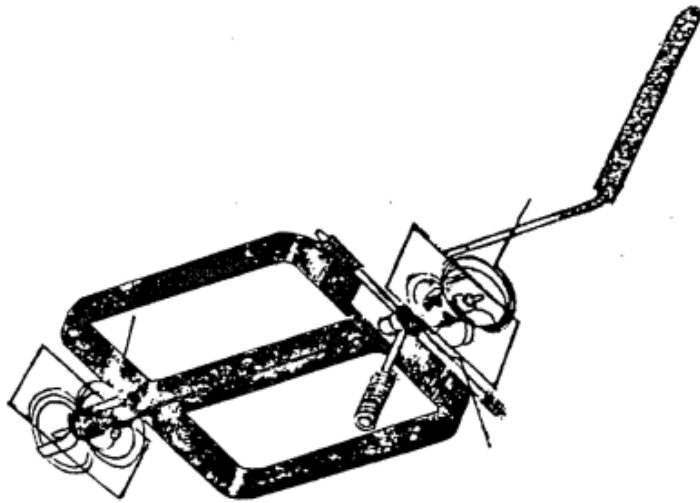


Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 3-60 Galvanômetro

Este mecanismo compõe-se essencialmente de um ímã permanente e duas bobinas móveis. O ímã permanente é bipolar e fornece o campo magnético necessário para o movimento do sistema móvel.

Este sistema móvel é formado por duas bobinas móveis coladas lado a lado e isoladas entre si.

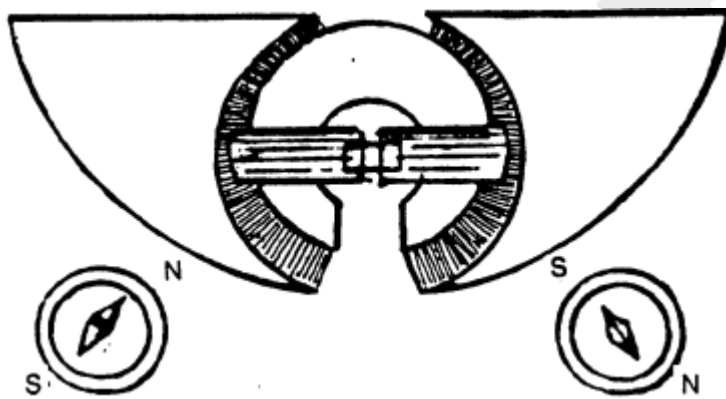


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 3-61 Mecanismo do indicador de temperatura

Estão pivotadas no mesmo eixo e se movem com ele ao redor de um núcleo de ferro doce que está colocado entre os polos do ímã permanente. O núcleo é furado e ajustado excentricamente em relação aos polos do ímã, formando um fluxo magnético crescente de baixo para cima.

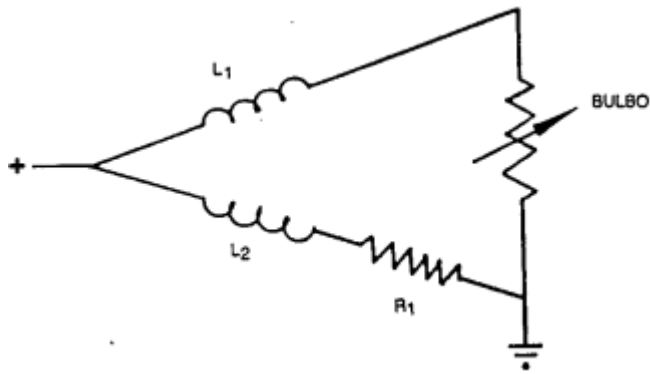
Observa-se, pela figura 3-62, que este ajuste do núcleo proporciona uma distribuição desigual de linhas de força no entreferro.



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

Figura 3-62 Ímãs permanentes

Quando a resistência do bulbo é baixa, a corrente flui através de L1 para a massa, fazendo com que o ponteiro se desloque para a faixa inferior da escala. Quando a resistência do bulbo é alta, a corrente maior será através de L2 e indo também para a massa, fazendo com que o ponteiro se desloque para a parte superior da escala.



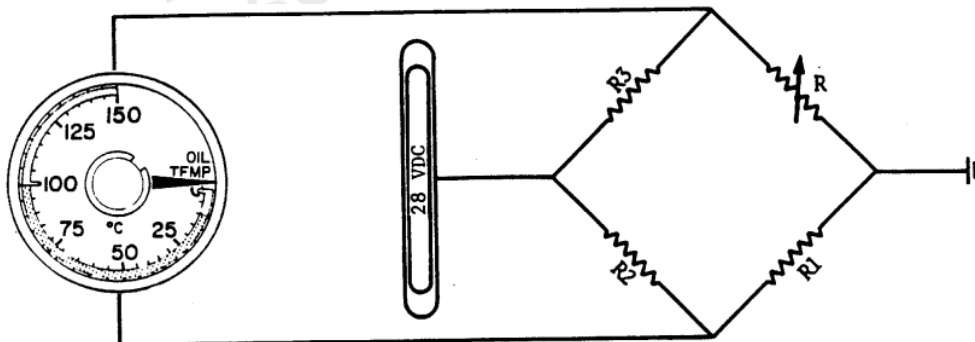
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 3-63 Circuito Ponte de Wheatstone

O bulbo é sensibilizado pela temperatura do óleo da bomba de pressão.

A variação de temperatura desequilibra a ponte de Wheatstone, em razão de modificação da resistência do bulbo, alterando a posição angular de um galvanômetro, situado no interior de cada indicador.

Esta alteração do galvanômetro será interpretada, visualmente, através da deflexão de um ponteiro sobre uma escala graduada em °C. O sistema é alimentado com 28 VCC.



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

Figura 3-64 Circuito dos indicadores de temperatura do óleo

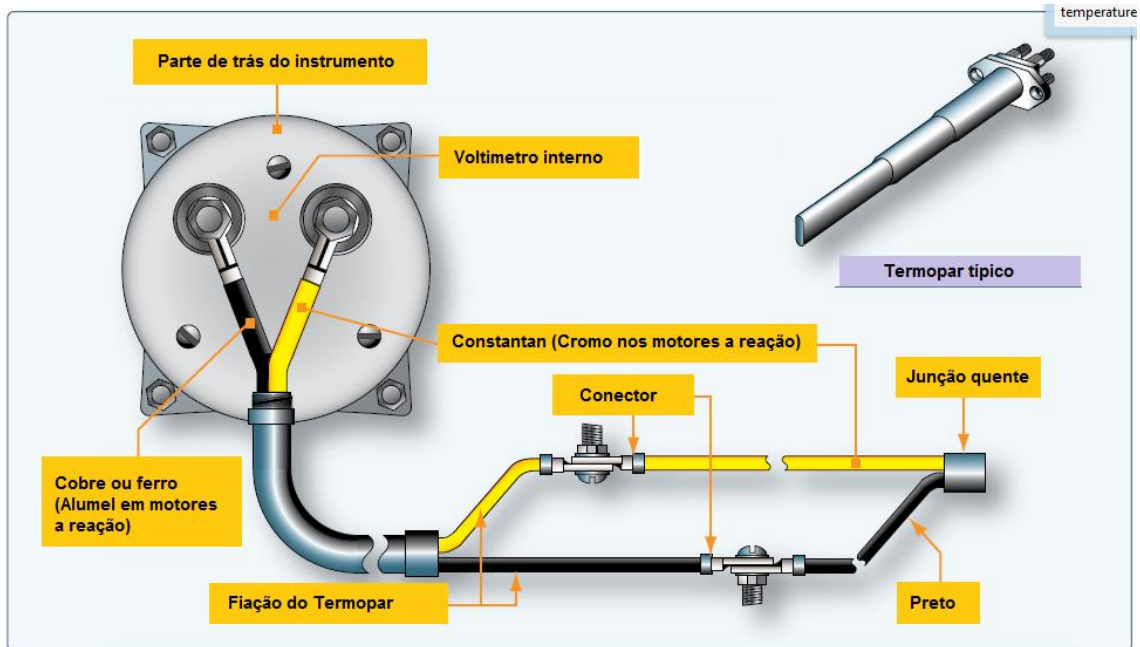
### 3.11 INDICADORES DE TEMPERATURA BIMETÁLICOS

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.



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

Figura 3-65 Sistema de indicação de temperatura da cabeça do cilindro

Um sistema típico de termômetro bimetálico (figura 3-65) usado para indicar a temperatura do motor, consiste de um indicador galvanômetro calibrado em graus centígrados, um termopar bimetálico, e condutores bimetálicos.

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

A sonda de ferro e constantan é a mais usada na maioria dos motores radiais, e cromo 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.



Dois tipos comuns são mostrados na figura 3-66. 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 constantan deve estar conectado ao anel de constantan.



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

Figura 3-66 Termopares: A - tipo gaxeta; B - tipo baioneta

O termopar tipo baioneta fica instalado 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 a junção 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.



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

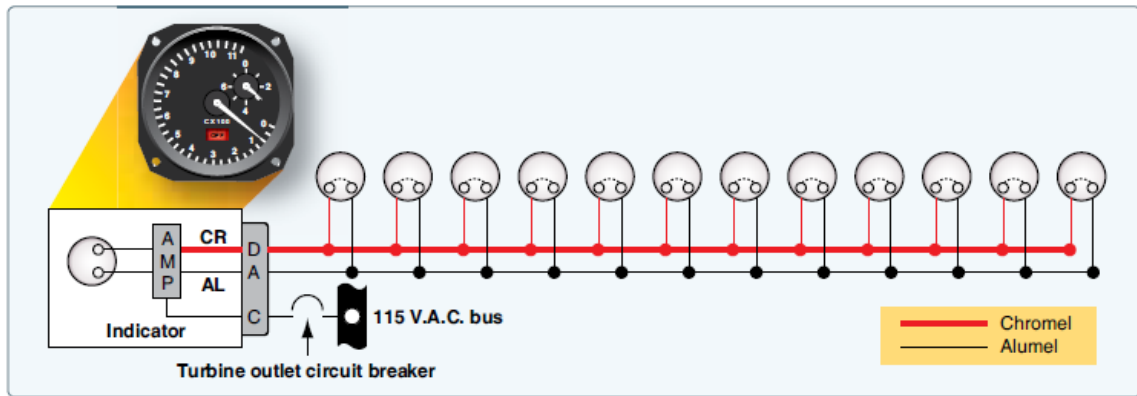
Figura 3-67 Indicadores de temperatura de termopares

### 3.12 INDICAÇÃO DE TEMPERATURA DOS GASES DA TURBINA

O indicador da temperatura dos gases do escapamento da turbina - EGT (Engine Gas Temperature) é uma indicação variável muito crítica da operação de uma turbina.

Este sistema fornece uma informação 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).



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

Figura 3-68 Típico sistema de indicação de temperatura dos gases do escapamento



Fonte: Evandro Ferreira

Figura 3-69 Vista da saída de exaustão de um motor a reação.

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

Uma sonda de medir temperatura dos gases do 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.

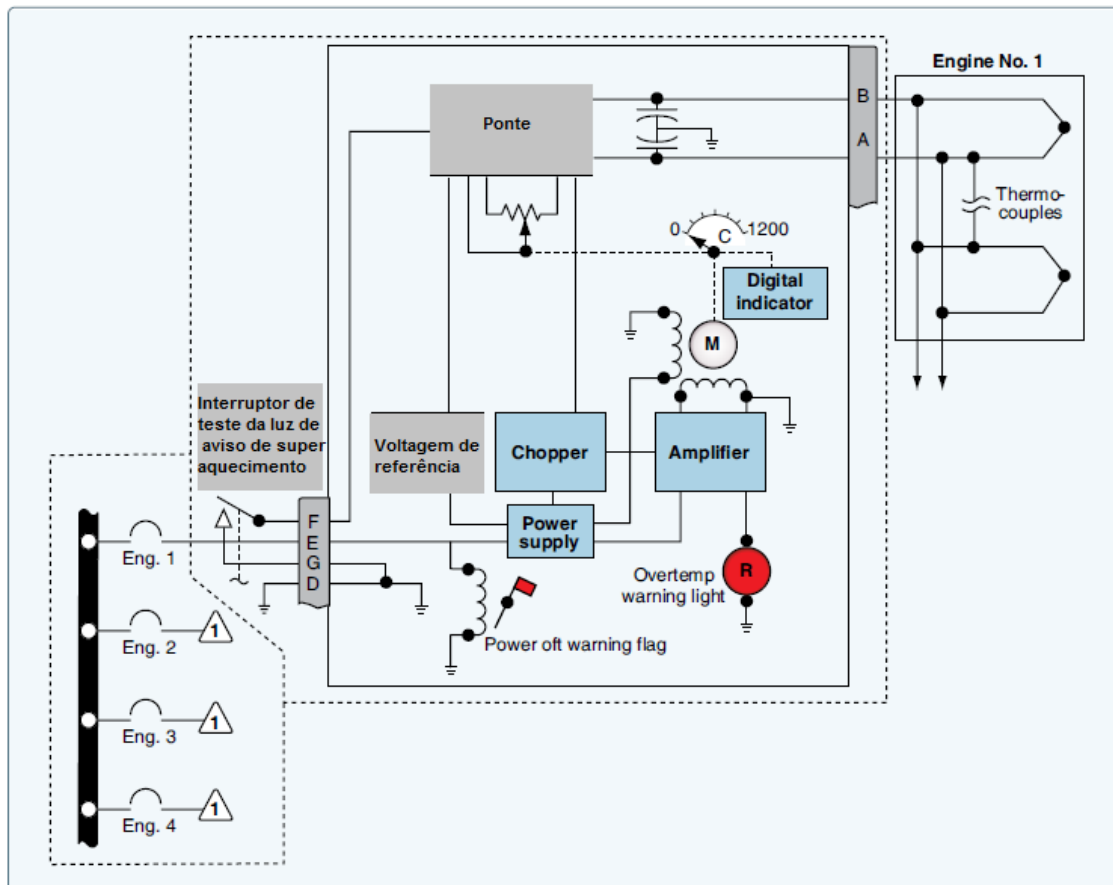
Várias sondas são usadas e são instaladas em intervalos, ao redor do perímetro da saída dos gases da turbina ou do duto de escapamento. As sondas medem o EGT da turbina em milivolts, e esta voltagem é transmitida a um amplificador no indicador na cabine onde é amplificada e usada para energizar um pequeno servo motor, que move o do ponteiro indicador do termômetro. Um sistema típico de EGT é mostrado na figura 3-68. O indicador EGT mostrado é 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 de 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.



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

Figura 3-70 Sistema de indicação da temperatura da entrada da turbina (ITT)

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 3-70.

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 tensão, um amplificador, uma bandeira ("OFF") de instrumento inoperante e uma luz de alerta de superaquecimento. 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 tensão fornece uma tensão de referência para prevenir erros de variações de tensão no suprimento de força para o indicador. A luz de alerta de alta temperatura acende quando o instrumento de ITT 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.

### **3.13 INDICADOR DE TEMPERATURA INTERTURBINAS**

#### **Descrição Geral**

O sub-sistema de indicação de temperatura interturbinas (T5) provê, ao operador, a indicação precisa, em °C, da temperatura de operação do motor medida na região entre as turbinas do compressor e de potência.

O sistema possui oito sensores (termopares) de cromel (cromo-níquel) /alumel (alumínio-níquel), ligados em paralelo a duas barras de interligação, captando a média das temperaturas desenvolvidas na região.

As barras de interligação são dois anéis, um de "CROMEL" e outro de "alumel", aos quais são conectados os correspondentes terminais dos sensores.

Uma cablagem interna ao motor (HARNESS) conecta as barras a um bloco terminal comum, situado na carcaça do gerador de gases, na posição de duas horas.

Um termopar de compensação, situado no lado direito do motor, junto à tela da entrada de ar do compressor e conectado em paralelo com o circuito de sensores, tem por finalidade compensar variações de resistência existentes no circuito, quando da instalação do sistema no motor.

Uma cablagem externa de "Cromel/Alumel" conecta o bloco de terminais do motor aos indicadores de T5, situados em ambos os postos da cabine de pilotagem, transmitindo-lhes os sinais dos sensores.

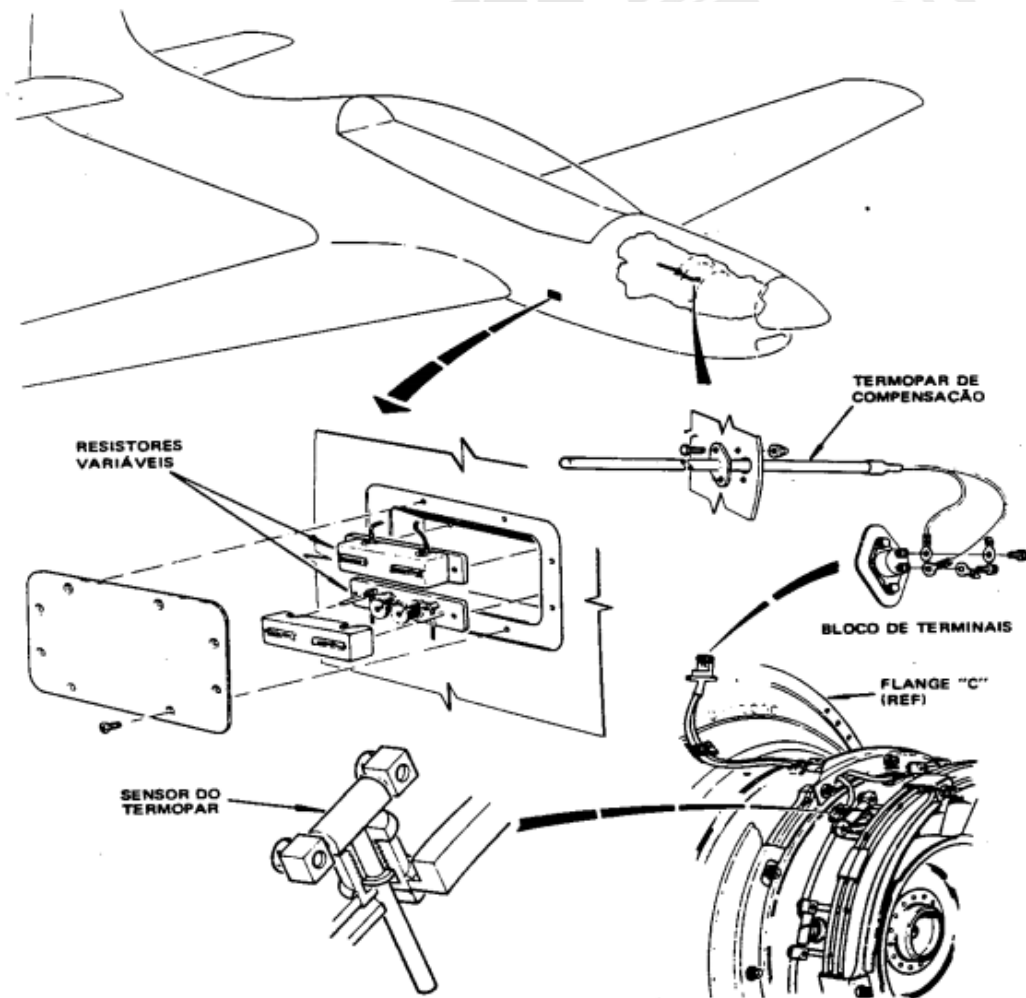
Para o seu perfeito funcionamento, o sistema exige uma resistência total do circuito (sensores e cablagens), definida e com estreita margem de tolerância.

Para tanto, o circuito inclui dois conjuntos de resistores variáveis nas linhas de "Alumel", que são ajustados quando da instalação do sistema no avião, possibilitando a calibração da resistência ôhmica do circuito para o acoplamento perfeito com os indicadores do sistema.

Os indicadores são essencialmente galvanômetros, providos de escalas graduadas em °C, sobre as quais se deslocam ponteiros, cuja deflexão é proporcional à tensão gerada pelos termopares. O sistema, portanto, não necessita de alimentação elétrica externa.

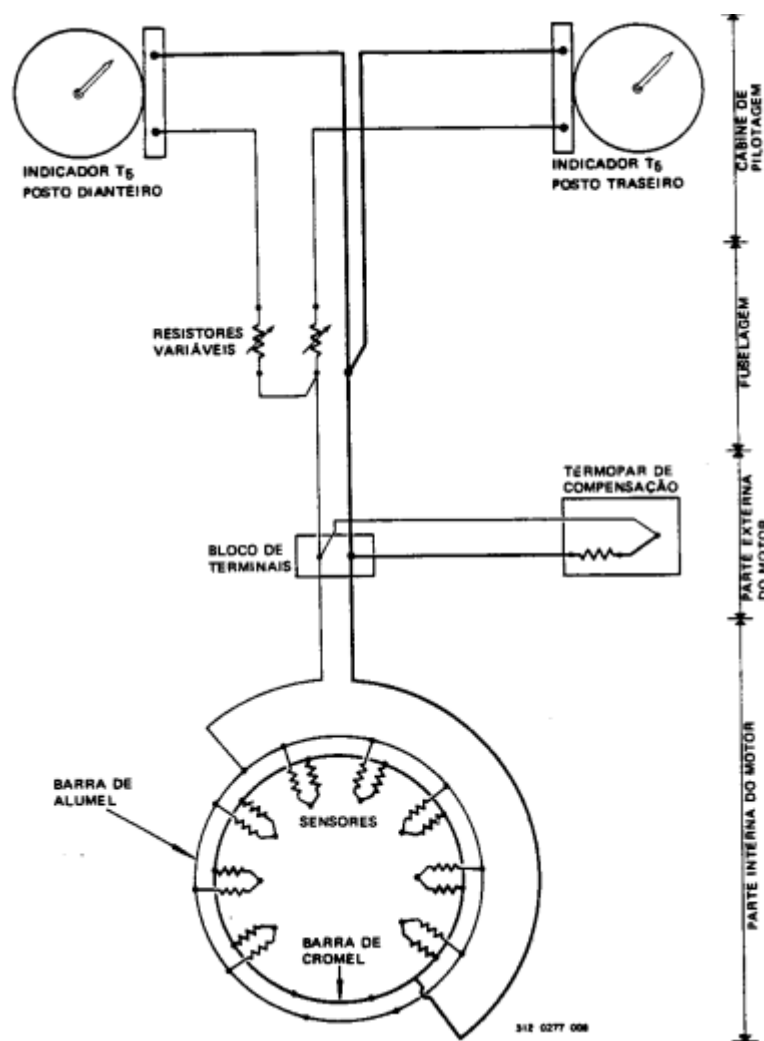
O mostrador do indicador de T5 apresenta as seguintes características:

- 1 . Extensão da escala: 100 a 1200°C;
- 2 . Escala expandida: 600 a 850°C;
- 3 . Menor divisão da escala expandida: 10°C;
- 4 . Marcas de utilização:
  - a) Arco Verde, de 400 a 740°C, indicando a faixa normal de operação;
  - b) Arco Amarelo, de 740 a 770°C, indicando a faixa de operação com precaução;
  - c) Radial Vermelha, a 790°C, indicando o valor de T5 máximo permitido.



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

Figura 3-71 Componentes do Sistema de Indicação de Temperatura Interturbina (T5) do Motor



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

Figura 3-72 Sistema de Indicação de Temperatura Interturbinas (T5) do Motor (Esquemático)



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

Figura 3-73 Indicador de T5



## Particularidades sobre a Manutenção

As conexões das fiações de “Cromel” e “Alumel”, ao longo do circuito, dos sensores aos indicadores, são providas de terminais com diâmetros diferentes, de modo a evitar ligações errôneas.



Fonte: Evandro Ferreira

Figura 3-74 Exemplo de terminais de termopar.

O termopar de compensação é selecionado quanto à sua resistência ôhmica, para cada motor em particular, podendo variar de um motor para outro. O termopar, portanto, deve ser substituído sempre por outro de mesmo P/N e classe, ou seja, da mesma resistência ôhmica, quando for necessária sua remoção do motor.

A calibração original não deve ser alterada sem a prévia execução de todos os testes, complementados por uma inspeção acurada do circuito quanto a componentes e conexões danificados, mau contato, corrosão, "curtos" e outras anormalidades, sob risco de ser induzido erro de indicação.

A calibração é executada através dos dois conjuntos de resistores variáveis, um para cada indicador, com auxílio da equação  $R_i = 8 - 2R_c$ , onde  $R_c$  é a resistência da parte do circuito comum aos dois indicadores,  $R_i$  a resistência da parte individual do circuito para cada indicador, na qual se encontra incluído o respectivo resistor variável.

Cada conjunto de resistores é composto de dois resistores, sob a forma de bobinas de fio de cobre, um deles inserido no circuito e outro permanecendo como reserva do primeiro. O valor de resistência ôhmica desejado é obtido pela variação do comprimento do resistor, encurtando-se o comprimento do resistor inserido no circuito ou, em caso de necessidade



de aumento de seu comprimento, substituindo-se pelo resistor-reserva e, depois, encurtando-o até obter-se o valor desejado.

Os vários testes de manutenção que possibilitam a verificação de T5 acham-se relacionados a seguir:

- Teste do termopar de compensação;
- Teste da seção sensora do motor;
- Teste do sistema de indicação de T5;
- Teste do indicador de T5 (em bancada);
- Para o teste individual dos sensores, das barras de interligação e da cablagem ("HARNESS") do motor para a execução deste teste, é necessária a prévia remoção da seção de potência do motor.

### **Teste do Sub-Sistema de Indicação de T5**

#### **Condições Iniciais:**

**Efetividade:** Todos

**Condições Requeridas:**

- Avião em segurança para manutenção;
- Capô do motor removido;
- Indicadores (dianteiro e traseiro) de T5 removidos;
- Painel de acesso 1506 removido.

**Pessoal Recomendado:** Dois

- Técnico "A" executa o teste do sistema (lado direito da nacele do motor);
- Técnico "B" auxilia o técnico "A" (postos dianteiro e traseiro de pilotagem).

**Equipamentos de Apoio:**

- Multímetro digital com resolução (precisão de leitura) de 0.01 ohm. Os indicadores de T5 possuem terminais de diâmetros diferentes, para evitar conexão errônea.

A fim de evitar medições errôneas da resistência ôhmica do circuito, mantenha os terminais de fiação de cada indicador isolados da estrutura do painel e entre si,

durante os procedimentos de teste. De modo semelhante, quando indicado para colocar os terminais em "curto", mantenha-os isolados da estrutura do painel.

### **Teste de Resistência Ôhmica do Sub-sistema de Indicação de T5**

1. (A) Remova a tampa do conjunto inferior de resistores e a luva isoladora da conexão da fiação;
2. (A) Conecte o equipamento de teste às conexões e registre o valor de resistência indicado ( $R_c$ );
3. (A) Calcule o valor de  $R_i$ , utilizando a fórmula:  $R_i = 8 - 2R_c$ ;
4. (A) Desconecte o conector elétrico P158;
5. (B) Coloque em "curto" os terminais da fiação do indicador dianteiro de T5;
6. (A) Conecte o equipamento de teste às conexões da fiação.

#### **Resultado:**

Valor de resistência indicado igual a  $R_i$  (passo 3)  $\pm 0.05$  ohm.

7. (B) Desfaça o "curto" entre os terminais da fiação do indicador dianteiro de T5;
8. (B) Coloque em "curto" os terminais da fiação do indicador traseiro de T5;
9. (A) Conecte o equipamento de teste às conexões da fiação.

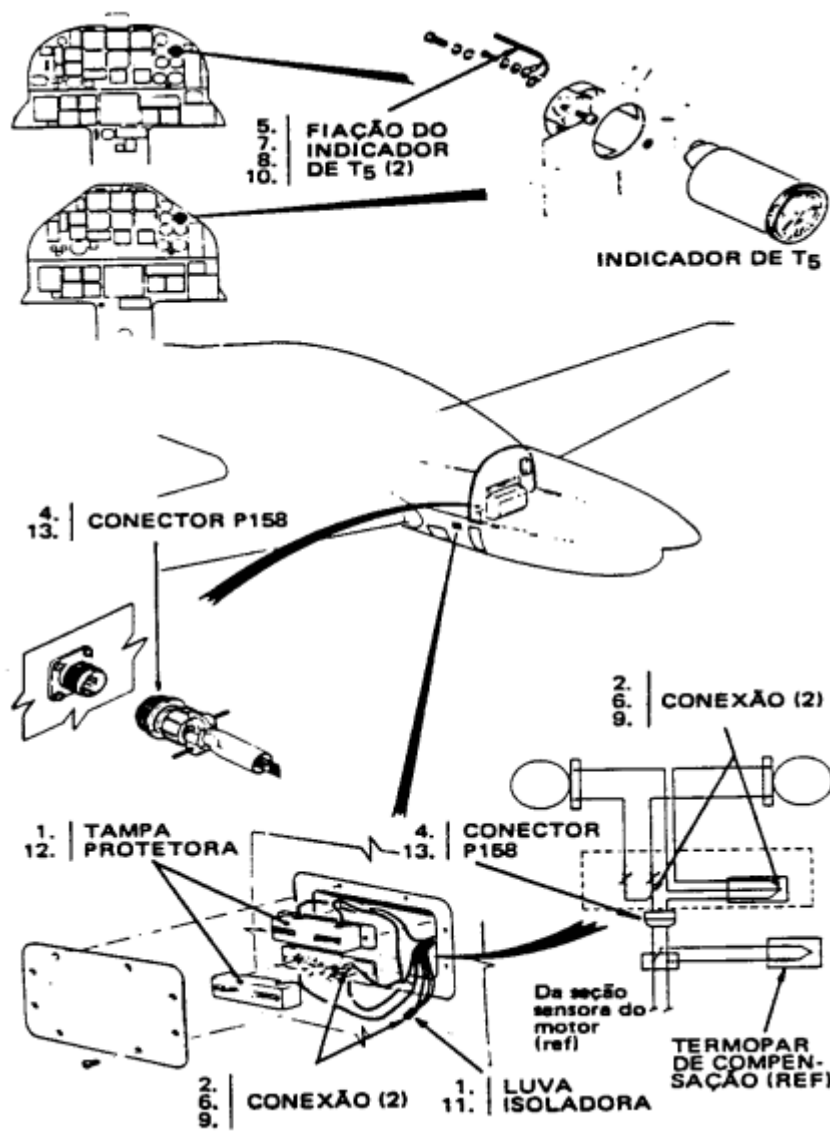
#### **Resultado:**

Valor de resistência indicado igual a  $R_i \pm 0.05$  ohm.

10. (B) Desfaça o "curto" entre os terminais da fiação do indicador traseiro de T5;
11. (A) Instale a luva isoladora na conexão da fiação;
12. (A) Instale a tampa do conjunto de resistores e frene-a;
13. (A) Reconecte o conector elétrico P158 e frene-o.

#### **Complementação da Tarefa:**

- Instale os indicadores dianteiro e traseiro de T5;
- Instale o painel de acesso;
- Instale o capô do motor.



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

Figura 3-75 Localização dos componentes para o teste de resistência ôhmica da indicação de T5

### Calibração do Subsistema de Indicação de T5

#### Condições Iniciais

Efetividade: Todos

#### Condições Requeridas:

- Avião em segurança para manutenção;
- Capô do motor removido;

- Indicadores (dianteiro e traseiro) de T5 removidos;
- Painel de acesso 1506 removido.

#### **Pessoal Recomendado:** Dois

- Técnico "A" executa a calibração do subsistema (lado direito da nacele do motor);
- Técnico "B" auxilia o técnico "A" (postos dianteiro e traseiro de pilotagem).

#### **Equipamentos de Apoio:**

- Multímetro digital com resolução (precisão de leitura) de 0.01 ohm;
- Ferro de soldar (30W). A calibração original do subsistema nunca deve ser alterada, sem antes terem sido executados todos os testes, complementados por uma inspeção de todo o circuito e pela correção das anormalidades encontradas (mau contato, corrosão, "curtos", componentes danificados). Certifique-se, ainda, de que o motor esteja equipado com o seu termopar de compensação específico (veja a ficha de teste de aceitação do motor). A não observância destes procedimentos poderá ocasionar a indução de erros de indicação, com graves consequências à integridade do motor.
- A calibração do subsistema é feita por meio de diminuições sucessivas do comprimento do resistor, até obter-se o valor de resistência ôhmica desejada. A cada diminuição do comprimento do resistor, solde a extremidade ajustada ao respectivo terminal e faça a medição de resistência. Execute as diminuições sucessivas com extremo cuidado, de modo a evitar uma diminuição excessiva e a consequente inutilização do resistor.
- A fim de evitar medições errôneas da resistência ôhmica do circuito, mantenha os terminais da fiação de cada indicador, isolados da estrutura do painel e entre si, durante os procedimentos de calibração. De modo semelhante, quando indicado para colocar em "curto" os terminais, mantenha-os, entretanto, isolados da estrutura do painel.

#### **Calibração da Resistência Ôhmica do Subsistema de Indicação de T5**

1. (A) Remova a luva isoladora da conexão da fiação;
2. (A) Remova as tampas dos conjuntos de resistores;
3. (A) Conecte o equipamento de teste às conexões e registre o valor de resistência indicado (Rc);
4. (A) Calcule o valor de Ri, utilizando a fórmula:

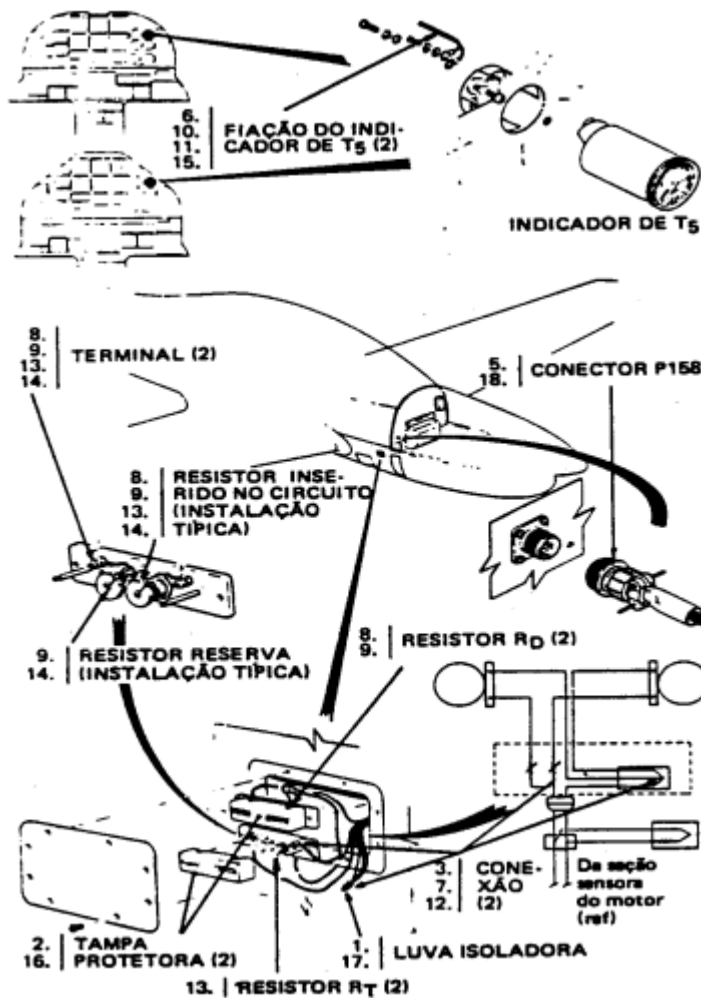
$$R_i = 8 - 2R_c;$$

5. (A) Desconecte o conector elétrico P 158;
6. (B) Coloque em "curto" os terminais da fiação do indicador dianteiro de T5;
7. (A) Conecte o equipamento de teste às conexões da fiação e meça a resistência ôhmica do circuito;
8. (A) Se o valor indicado for maior do que  $R_i$  (passo 3)  $\pm 0.05$  ohm, desfaça a solda de um dos terminais do resistor RD (correspondente ao indicador dianteiro) inserido no circuito e reduza o seu comprimento até obter o valor de  $R_i \pm 0.05$  ohm, com a extremidade do fio que está sofrendo ajuste, soldada ao seu terminal;
9. (A) Se o valor indicado for menor do que  $R_i \pm 0.05$  ohm, desfaça a solda dos dois terminais do resistor RD inserido no circuito e desative-o. Solde uma das extremidades do resistor reserva a um dos terminais e reduza o comprimento da outra extremidade até obter o valor de  $R_i \pm 0.05$  ohm, com a extremidade, que está sofrendo ajuste, soldada ao outro terminal;
10. (B) Desfaça o "curto" entre os terminais da fiação do indicador dianteiro de T5;
11. (B) Coloque em "curto" os terminais da fiação do indicador traseiro de T5;
12. (A) Conecte o equipamento de teste às conexões da fiação e meça a resistência ôhmica do circuito;
13. (A) Se o valor indicado for maior do que  $R_i$  (passo 3)  $\pm 0.05$  ohm, desfaça a solda de um dos terminais do resistor RT (correspondente ao indicador traseiro) inserido no circuito e reduza o seu comprimento até obter o valor de  $R_i \pm 0.05$  ohm, com a extremidade do fio, que está sofrendo ajuste, soldada ao seu terminal;
14. (A) Se o valor indicado for menor do que  $R_i \pm 0.05$  ohm, desfaça a solda dos dois terminais do resistor Rt inserido no circuito e desative-o. Solde uma das extremidades do resistor-reserva a um dos terminais e reduza o comprimento da outra extremidade até obter o valor de  $R_i \pm 0.05$  ohm, com a extremidade, que está sofrendo ajuste, soldada ao outro terminal;
15. (B) Desfaça o "curto" entre os terminais da fiação do indicador traseiro de T5;
16. (A) Instale e frene as tampas dos conjuntos de resistores;
17. (A) Instale a luva isoladora na conexão da fiação;
18. (A) Reconecte o conector elétrico P158 e frene-o.

**Complementação da Tarefa:**

- Instale os indicadores dianteiro e traseiro de T5;
- Instale o painel de acesso;

- Instale o capô do motor.



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

Figura 3-76 Localização dos componentes para a calibração do sistema de indicação de T5

### Teste da Seção Sensora do Motor

**Condições Iniciais:**

**Efetividade:** Todos

**Condições Requeridas:**

- Avião em segurança para manutenção;
- Capô do motor removido.

**Pessoal Recomendado:** Um

### **Equipamentos de Apoio:**

- Multímetro digital com resolução (precisão de leitura) de 0.01 ohm ou equipamento "Barfield" P/N 2312G-8 (PW);
- Torquímetro (0-50 lb.pol).

Durante a remoção/instalação dos parafusos de conexão dos terminais, mantenha apoiadas as porcas correspondentes, para anular o torque a elas transmitido. Imediatamente antes de conectar os terminais ao bloco de terminais, limpe-os com lixa nº 400.

### **Teste de Isolamento, Continuidade e Resistência Ôhmica da Seção Sensora do Motor**

1. Remova os parafusos de conexão e desconecte os terminais do bloco de terminais;
2. Conecte o equipamento de teste a um dos terminais do bloco de terminais e à massa (carcaça do gerador de gases).

#### **Resultado:**

Valor de resistência indicado não inferior a 5000 ohm.

3. Conecte o equipamento de teste ao outro terminal do bloco de terminais e à massa (carcaça do gerador de gases).

#### **Resultado:**

Valor de resistência indicado não inferior a 5000 ohm.

4. Conecte o equipamento de teste a ambos os terminais do bloco de terminais.

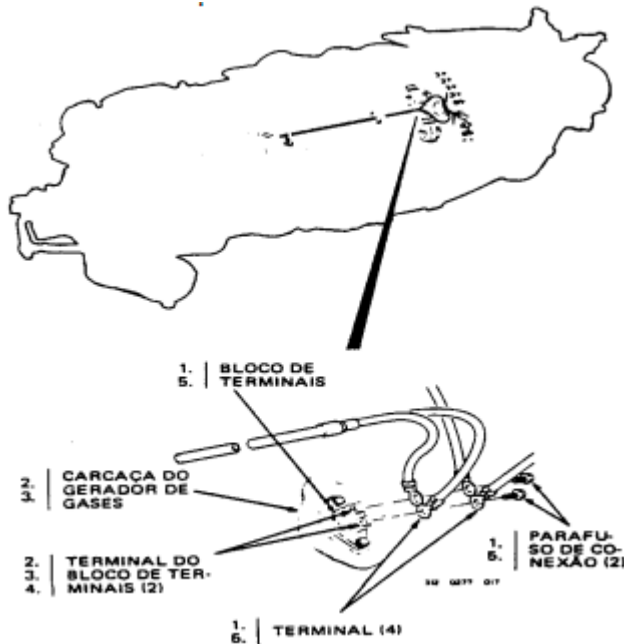
#### **Resultado:**

Valor de resistência indicado entre 0.58 e 0.74 ohm.

- Se um ou mais sensores estiverem danificados, o valor de resistência ôhmica da seção sensora não se encontrará, necessariamente, fora dos limites acima especificados. No entanto, esta anomalia pode causar indicações errôneas de T5. Para o teste individual dos sensores veja o Capítulo 77 do Manual de Manutenção PW para o motor PT6A-25C;
  - Para o teste individual dos sensores é necessária prévia remoção da seção de potência do motor.
5. Conecte os terminais ao bloco de terminais, por meio dos parafusos de conexão. Aperte o parafuso de menor diâmetro a um torque de 20 a 25 lb.pol, e o de maior diâmetro a um torque de 25 a 30 lb.pol.

### Complementação da Tarefa:

- Instale o capô do motor.



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

Figura 3-77 Seção sensora de temperatura

### Testes de Termopar de Compensação

#### Condições Iniciais:

Efetividade: Todos

#### Condições Requeridas:

- Avião em segurança para manutenção;
- Capô do motor removido.

Pessoal Recomendado: Um



### **Equipamentos de Apoio:**

- Multímetro digital com resolução (precisão de leitura) de 0.01 ohm ou equipamento "Barfield" P/N 2312G-8 (PW);
- Torquímetro (0.50 lb.pol.) Durante a remoção/instalação dos parafusos de conexão dos terminais, mantenha apoiadas as porcas correspondentes, de modo a anular o torque a elas transmitido. Imediatamente antes de conectar os terminais ao bloco de terminais, limpe-os com lixa nº 400.

### **Teste de Isolamento e Resistência Ôhmica do Termopar de Compensação**

1. Remova os parafusos de conexão e desconecte os terminais do bloco de terminais;
2. Conecte o equipamento de teste ao corpo do termopar e a um de seus terminais (alumel ou cromel).

#### **Resultado:**

Valor de resistência indicado não inferior a 5000 ohm.

A medição de resistência ôhmica delineada no passo 3 deve ser executada com o compensador a uma temperatura ambiente de 21° C.

3. Conecte o equipamento de teste a cada um dos terminais do termopar.

#### **Resultado:**

Valor de resistência indicado de acordo com a tabela 1-1, relativo ao P/N e à classe do termopar de compensação testado.

4. Conecte os terminais ao bloco de terminais por meio dos parafusos de conexão. Aperte o parafuso de menor diâmetro a um torque de 20 a 25 lb.pol e o de maior diâmetro a um torque de 25 a 30 lb.pol.

### **Complementação da Tarefa:**

- Instale o capô do motor.

### 3.14 INDICADORES DE PRESSÃO

#### Indicadores do Tipo Tubo de Bourdon

**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 do ar nos sistemas de degelo e nos giroscópicos. Medem também as misturas ar/combustível na linha de admissão e a pressão de líquidos e de gases em diversos outros sistemas.

#### Instrumentos Conjugados dos Motores Convencionais

Os instrumentos dos motores convencionais 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 4-31.

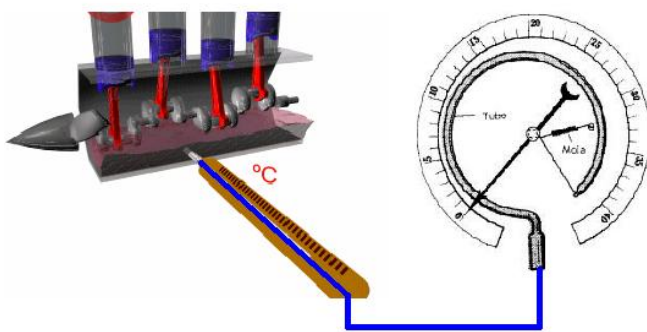


Fonte: [http://www.sigmatek.com/engine\\_instruments.html](http://www.sigmatek.com/engine_instruments.html)

Figura 3-78 Unidade de indicação dos motores

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

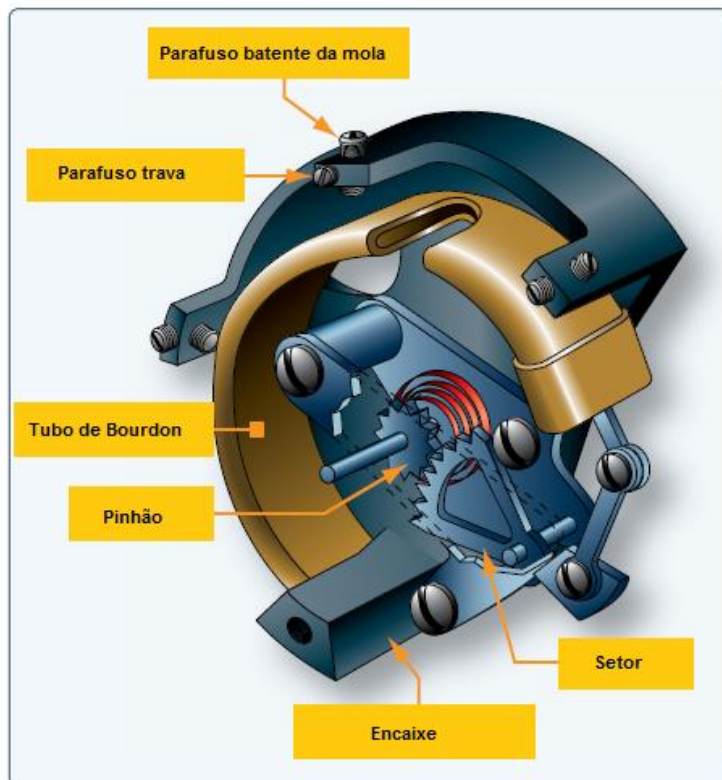


Fonte: Evandro Ferreira

Figura 3-79 Termômetro do tipo a vapor

O tubo Bourdon num instrumento de aeronave é uma peça feita de um tubo de metal oval ou achatada, como vemos no corte transversal da figura 3-80.

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.



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

Figura 3-80 Indicador de pressão tipo tubo de Bourdon

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, 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.

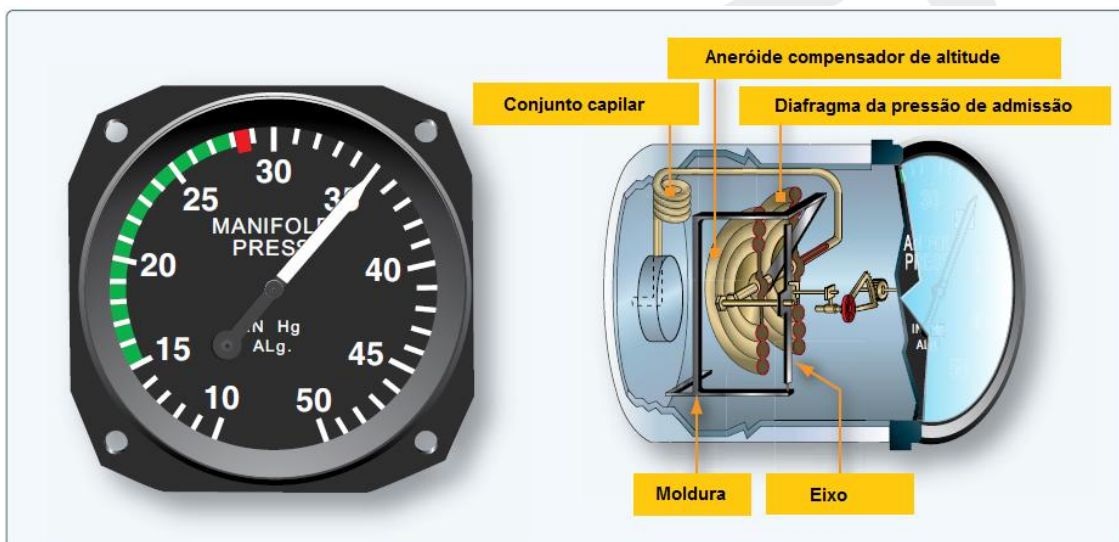
### 3.15 INDICADORES DA PRESSÃO DE ADMISSÃO

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 3-81 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 3-81.

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 esteja 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 inteiramente em responder, 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.



## 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

No próximo módulo, vamos discorrer sobre alguns instrumentos do motor que utilizam o sistema síncrono e veremos também os instrumentos diversos.

Vamos lá!



Fonte: [www.sxc.hu/photo/1003966](http://www.sxc.hu/photo/1003966)

## MÓDULO IV

### SISTEMAS SÍNCRONOS

#### INTRODUÇÃO

Caro aluno,

Veremos neste módulo os sistemas síncronos que basicamente são sistemas elétricos usados para transmitir sinais de movimento de um ponto a outro, um exemplo típico de síncrono é o indicador de posição de flap onde o movimento do flap é indicado na cabine através de um instrumento que utiliza o princípio do síncrono, veremos então neste módulo seu funcionamento, sua manutenção e instalação.

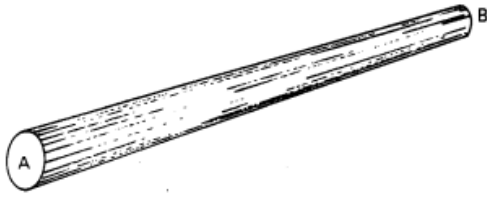
Bons estudos.

#### Indicadores de Pressão do Tipo Síncrono

O síncrono é o equivalente elétrico de um eixo metálico.

Considere-se a barra da figura 4-1 e suponha-se que ela vá imprimir um movimento rotatório.





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

Figura 4-1 Barra A e B

As extremidades "A" e "B" giram do mesmo modo, isto é, ao mesmo tempo, com a mesma rapidez e com o mesmo deslocamento. O eixo rígido, às vezes, não se presta a transmitir diretamente o movimento ou uma indicação dele, visto poder existir entre as duas extremidades do eixo, objetos que não podem ser atravessados por ela.

Nesse caso, o usual é o emprego de pequenos eixos acoplados, por engrenagens, dispostos em ângulos que contornem o objeto. Para longas distâncias e quando se tem que fazer vários contornos o sistema é, evidentemente, muito complexo e seria absurdamente dispendioso.

Uma solução mecânica consistiria na instalação de um eixo flexível, como o que é usado nos automóveis, transferindo a rotação das rodas do veículo ao velocímetro.

O eixo flexível transmite com precisão diminutas forças rotatórias. Ao se exigir dos eixos esforços razoavelmente intensos, o eixo começa a se torcer e a carga não acompanha a força rotatória com a precisão exigida em determinadas operações. Os eixos flexíveis introduzem muita fricção no sistema, não respondendo aos deslocamentos ao mesmo tempo e à mesma velocidade.

O sistema síncrono possui vários dispositivos diferentes, que reagem de maneira distinta e podem ser usados para desempenhar uma função ou várias, quando associados.

O estudo do sistema síncrono envolve conhecimentos de eletricidade e eletrônica, visto haver, em alguns amplificadores de sinal, motores comuns e especiais demandando tempo para seu estudo e dos componentes onde serão aplicados. O sistema síncrono constitui, pois, estudo em separado. Ver-se-á o sincrogerador e o sincromotor, que são os de emprego imediato em transmissão de posição em alguns instrumentos.

**O síncrono é um dispositivo elétrico, com aparência de motor e normalmente ligado em paralelo a outros síncronos.** Atua como um eixo flexível do qual se tenha eliminado toda a fricção e acrescentado as qualidades do eixo rígido.

Quando se faz girar o eixo de um síncrono, ele transmite impulsos elétricos através dos fios condutores que o ligam ao(s) outro(s) síncrono(s). Estes impulsos elétricos fazem com que o eixo do outro síncrono tenha o mesmo deslocamento, ao mesmo tempo e à mesma



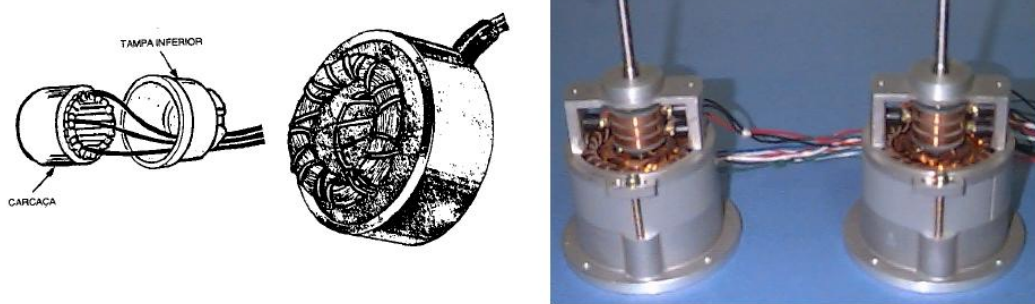
velocidade. O eixo controlador e o controlado podem ficar bem distantes, sendo contornado qualquer obstáculo de fricção.

O gasto de energia é pouco e é evitada a grande complexidade de um sistema inteiramente mecânico.

### Constituição de um Sincrogerador

O estator e o rotor são as partes principais.

O estator consiste de uma tampa superior, de uma carcaça e de uma tampa inferior.



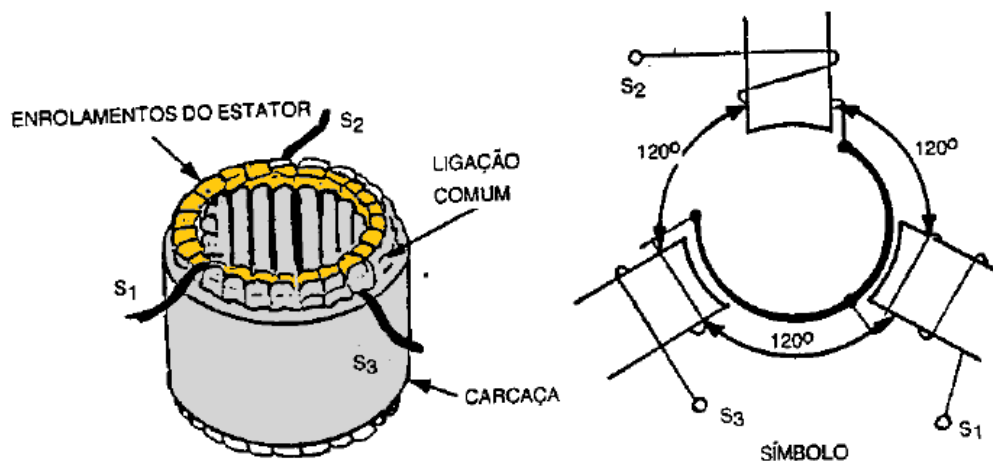
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Fonte: <http://www.enb.ieee.org/soc/es/Nov1997/09/INDEX.HTM>

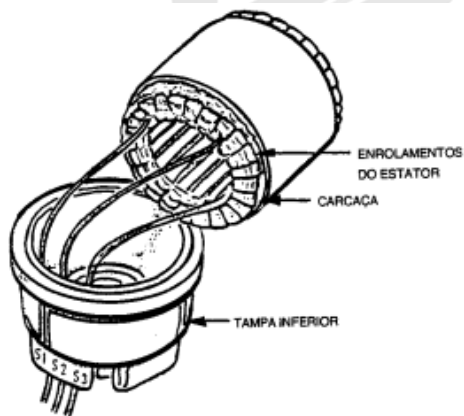
Figura 4-2 Constituição de um sincrogerador

A carcaça é ranhurada internamente e essas ranhuras alojam o enrolamento do estator. O enrolamento do estator é um conjunto de três enrolamentos distintos, situados a  $120^\circ$  entre si, ligados em estrela, representado na figura 4-3.

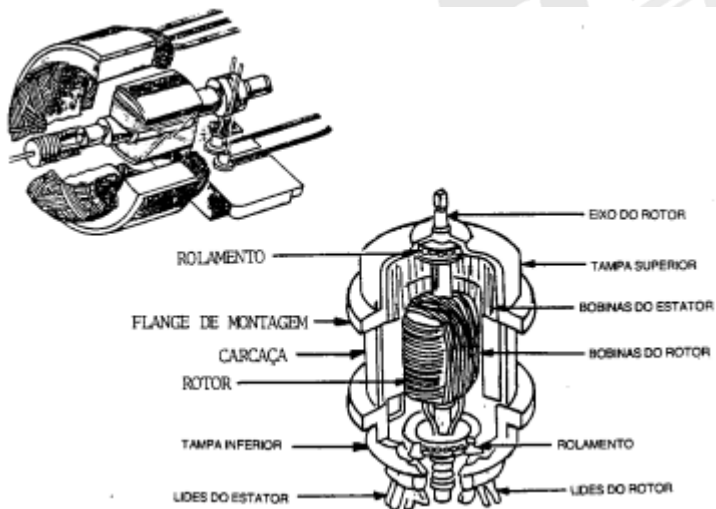
Resultam dessa ligação em estrela três terminais que passam através da parte inferior, conforme a figura 4-4, e servem para transmitir um sinal elétrico ao sincromotor, sempre que se fizer girar o eixo do sincrogerador.



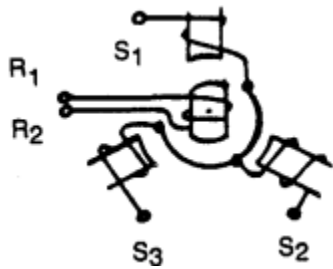
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 4-3 Enrolamento do estator



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 4-4 Ligação entre a carcaça e a tampa inferior



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 4-5 Visão em corte de um sincrogerador

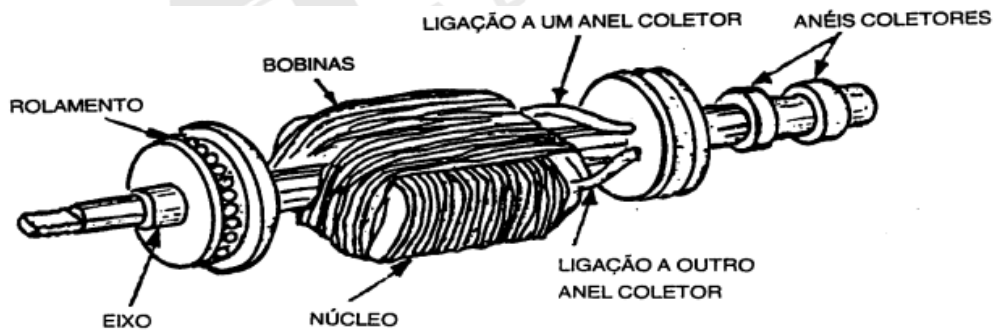


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-6 Símbolo representativo do sincromotor

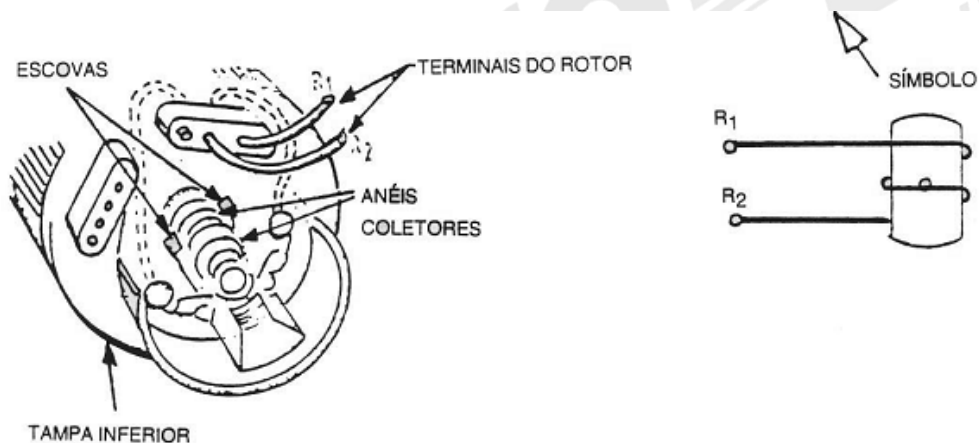
O rotor consiste de duas bobinas ligadas em série, formando um enrolamento contínuo. Os extremos do conjunto do rotor são montados sobre rolamentos que se assentam nas tampas superior e inferior da carcaça. Veja a figura 4-7.

As extremidades do enrolamento do rotor ligam-se a dois anéis coletores que, através de escovas, recebem alimentação de corrente alternada em seus terminais R1 e R2. Veja a figura 4-8.



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

Figura 4-7 Rotor do sincrogerador



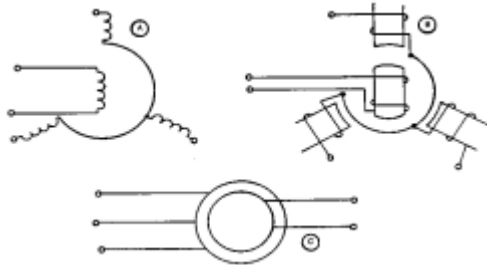
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-8 Escovas do sincrogerador

## Constituição de um Sincromotor

A construção do sincromotor é semelhante à do sincrogerador. Os estatores são iguais.

A figura 4-9 apresenta o símbolo (em três variantes) do sincromotor; sendo usada a "B" quando se deseja explicar o seu funcionamento.



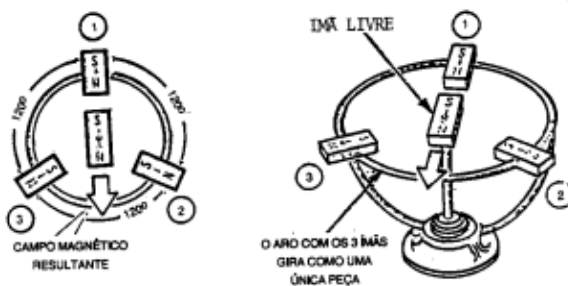
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-9 Simbologia do sincromotor

## Funcionamento do Sincrogerador e Sincromotor

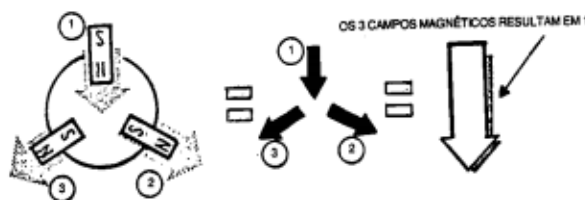
Sejam 3 ímãs de mesma intensidade, dispostos a  $120^\circ$ , num aro que possa girar livremente, conforme a figura 4-10. No centro do aro, apoiado em um pivô, tem-se outro ímã, igualmente livre para girar em torno de um pivô.

Os três campos magnéticos combinar-se-ão para formar um campo magnético resultante, atuando simultaneamente sobre o ímã central, como se fossem um único ímã, conforme pode ser visto na figura 4-11.



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

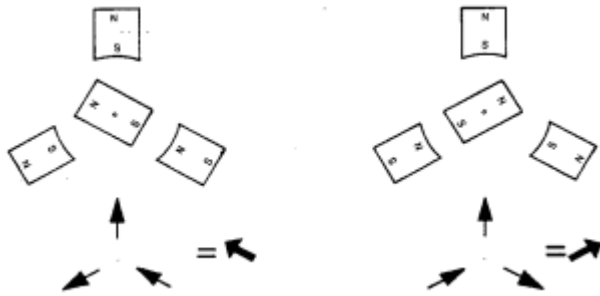
Figura 4-10 Disposição dos ímãs



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

Figura 4-11 Combinação dos campos magnéticos

Se os três ímãs forem girados  $120^\circ$ , o campo magnético resultante também girará  $120^\circ$ . A figura 4-12 mostra dois deslocamentos de  $120^\circ$  e as posições do campo resultante e do ímã natural.



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

Figura 4-12 Deslocamento dos ímãs e posição resultante

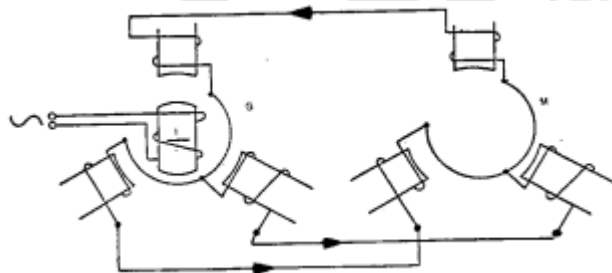
Se os três ímãs forem girados um grau, o ímã central girará um grau. Se forem girados dois graus, o ímã central girará dois graus e assim sucessivamente. O ímã central acompanhará o campo resultante dos três ímãs.

Se o ímã central tiver intensidade suficiente e for girado, os três ímãs acompanharão seu movimento.

Se no lugar dos ímãs forem usados eletroímãs, as ações descritas também terão lugar.

### Campos Magnéticos do Rotor e Estator

Seja um sincrogerador ligado em paralelo a um sincromotor, conforme a figura 4-13.

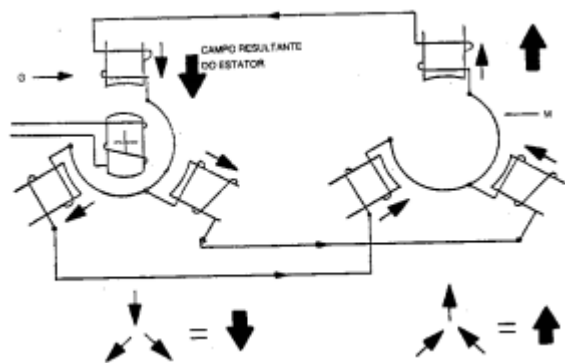


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-13 Ligação em paralelo entre o sincrogerador e o sincromotor

Ao rotor do sincrogerador aplica-se uma tensão alternada.

Por ação de transformador, o rotor induzirá tensões nos três enrolamentos do estator. Segundo a Lei de Lenz a tensão induzida no estator terá uma polaridade que fará circular uma corrente que criará um campo contrário ao que lhe deu origem (o campo do rotor). Os três campos do estator, contrários ao do rotor, resultarão num campo contrário ao do rotor, como se ilustra na figura 4-14.



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

Figura 4-14 Campo resultante, contrário ao do rotor

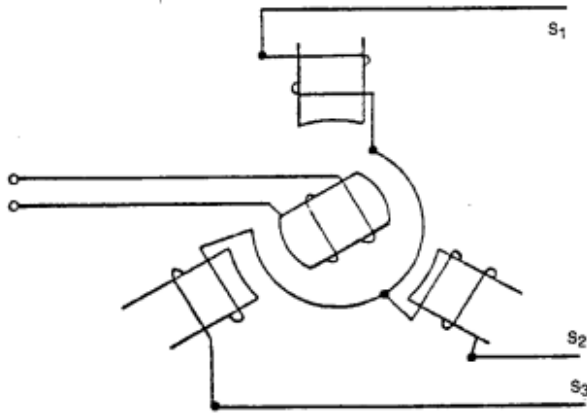
Os enrolamentos das bobinas do estator do sincrogerador e do sincromotor têm o mesmo sentido. Observa-se que o estator do sincrogerador é fonte para o estator do sincromotor e nota-se que as correntes fluem em sentido contrário nas bobinas. Bobinas enroladas no mesmo sentido e com correntes de sentido diferente originam campos magnéticos de polaridades opostas.

O campo magnético de cada bobina do sincromotor será oposto ao campo de cada bobina do sincrogerador. O campo resultante terá o mesmo sentido do campo do rotor e sentido inverso ao do campo do estator do sincrogerador.

Se o rotor do sincrogerador for girado  $60^\circ$  o campo magnético do estator girará também  $60^\circ$ , visto que o ângulo de indução mudou e, em consequência, a intensidade das correntes e tensões induzidas.

Como o campo magnético depende da intensidade da corrente e, há agora maior indução, tensão e corrente em S3, esse terá o maior campo, sendo o campo magnético resultante orientado em seu sentido.

O campo magnético do estator do sincromotor terá uma resultante a  $60^\circ$  de que tinha antes, pelos mesmos motivos ocasionaram a mudança no campo magnético resultante do estator do sincrogerador (indução, tensão e corrente) conforme a figura 4-15.

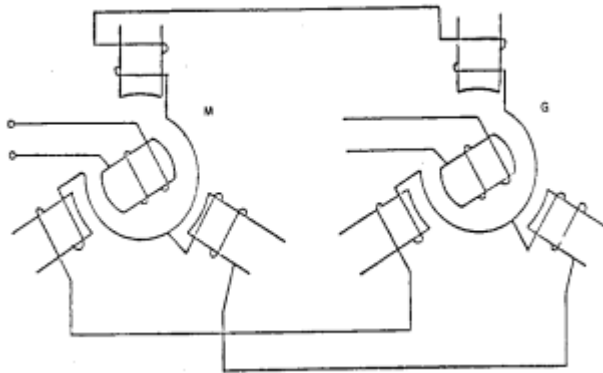


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-15 Mudança do campo magnético a 60° da posição anterior

Se agora, ao sincromotor acrescentar-se um rotor e este for ligado em paralelo ao rotor do sincrogerador, como a na figura 4-16, ter-se-á um eletroímã que gira em função das alterações do campo magnético de seu estator.

Como o campo magnético resultante do sincrogerador depende do movimento do seu rotor e como o campo magnético resultante do estator do sincromotor depende também desse movimento e origina o movimento do rotor do sincromotor, segue-se que o giro do rotor do sincromotor depende e acompanha o giro do rotor do sincrogerador.



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

Figura 4-16 Eletroímã seguindo as alterações do campo magnético do seu estator

## 4.1 INDICADORES DE PRESSÃO DE ÓLEO

### Princípio de Funcionamento

Indicação de pressão de óleo pode ser obtida através de um sistema síncrono onde eletromagnetos são usados como rotor.



Fonte: [www.aircraftspruce.eu](http://www.aircraftspruce.eu)

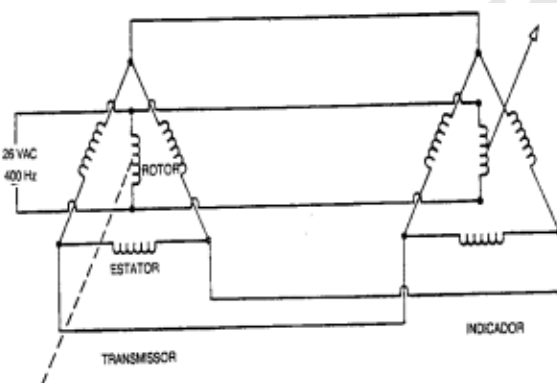
Os rotores são excitados por uma corrente alternada de 26 volts e 400 hertz, através de anéis deslizantes e escovas ou através de molas capilares.

Os rotores no indicador e o transmissor são ligados em paralelo e são eletricamente idênticos.

Envolvendo os rotores encontram-se os estatores trifásicos enrolados em delta, também ligados em paralelo. A CA do rotor induz a tensão nos enrolamentos do estator e, como o rotor do transmissor está mecanicamente ligado ao objeto cujo movimento está sendo medido, quando ele se move, a relação da fase nos enrolamentos do estator muda.

Os dois estatores estão em paralelo, assim, suas relações de fase são as mesmas e o campo magnético no indicador motiva seu rotor a mover-se até que ele tenha a mesma relação com o estator, como o rotor no transmissor.

Um ponteiro leve é fixado ao rotor indicador e segue o movimento do transmissor.



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

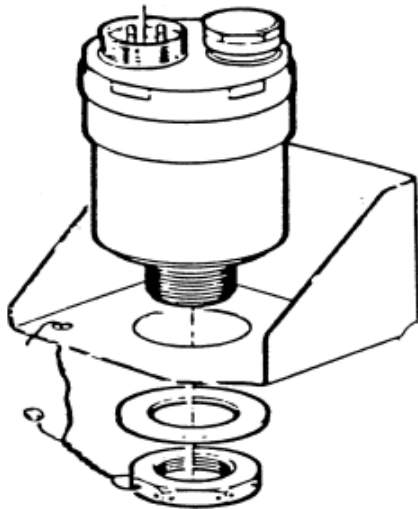
Figura 4-17 Circuito elétrico de um sistema síncrono de indicação



## Transmissor de Pressão de Óleo

O transmissor é uma unidade selada do tipo cápsula. Uma engrenagem dentada transmite através de uma alavanca tipo balancim, a alteração de pressão sentida pelas cápsulas, a um eixo do síncrono.

O síncrono do transmissor é eletricamente ligado ao indicador, que converte a indicação recebida pela deflexão das cápsulas, numa indicação visual de pressão (normalmente a unidade é o PSI).

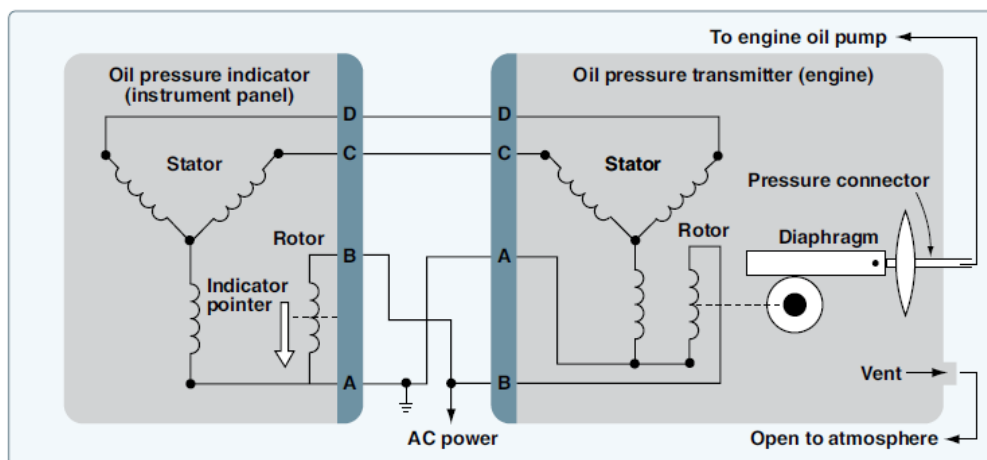


Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-18 Transmissor de pressão de óleo

## Operação

Um sistema típico de indicação de óleo é mostrado na figura 4-19.



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

Figura 4-19 Diagrama esquemático de um sistema síncrono de indicação de pressão de óleo

A pressão a ser medida provém da bomba de óleo do motor.

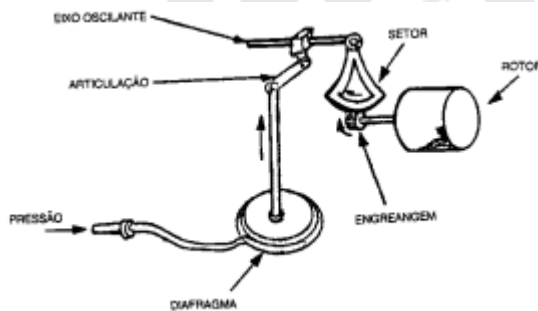
O elemento sensível (diafragma) é conectado mecanicamente por uma articulação, eixo oscilante a engrenagens, a um pinhão fixado na unidade síncrona.

A articulação converte qualquer variação da função que está sendo medida em movimento giratório para o motor síncrono, como nos mostra a figura 4-20.

A razão de deslocamento é proporcional à pressão e variações de tensão são transferidas ao estator.

Estas tensões por sua vez são transmitidas para o indicador síncrono. A corrente é aplicada ao rotor do indicador por meio de escovas e anéis coletores.

O ponteiro está diretamente colocado no rotor e se move sobre o mostrador do instrumento.



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

Figura 4-20 Mecanismo de transmissão da pressão do óleo

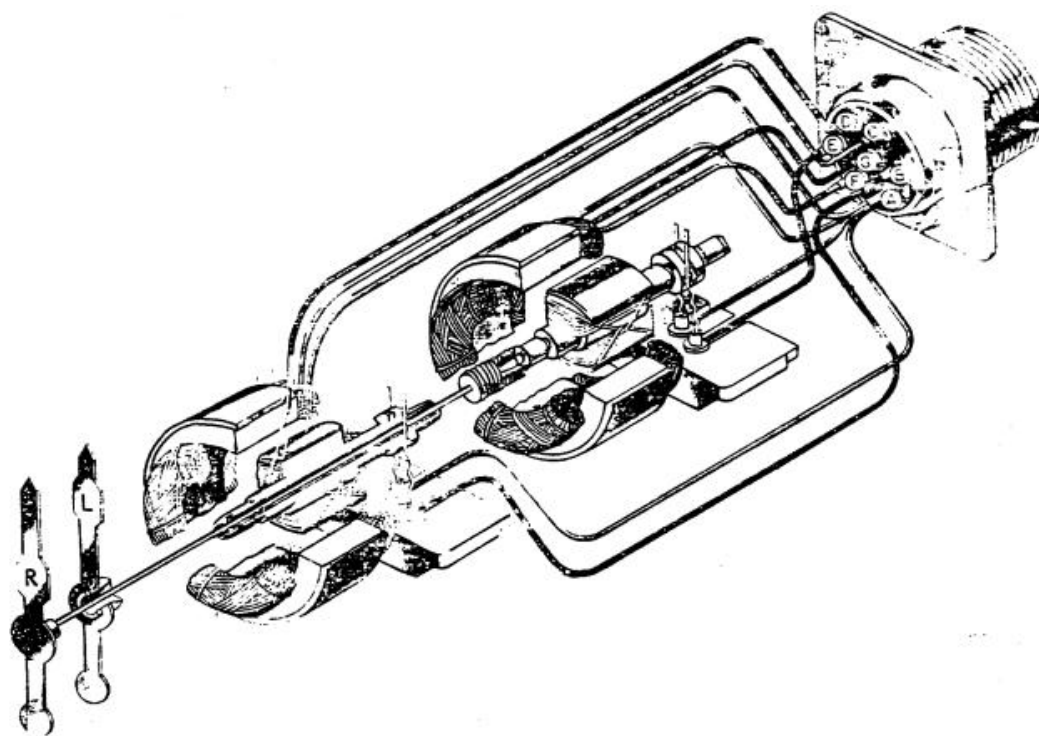
Os indicadores podem ser simples ou duplos.

Os simples possuem uma só unidade síncrona e os duplos possuem duas, dando em um só instrumento, indicação dupla.

O mecanismo do indicador duplo tem os rotores montados diretamente um atrás do outro.

O eixo do rotor do motor dianteiro é oco.

Um eixo de extensão vindo do motor traseiro alcança seu respectivo ponteiro no mostrador passando através deste eixo oco.



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

Figura 4-21 Mecanismo do indicador duplo de pressão de óleo

## 4.2 SISTEMAS DE MEDIR FLUXO DE COMBUSTÍVEL

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

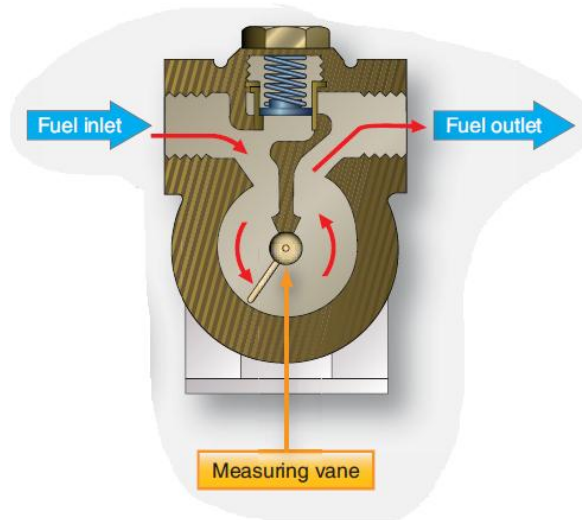
Eles são, na maioria das vezes, instalados nos aviões maiores, multimotores, mas eles podem ser encontrados em qualquer tipo de aeronave onde o fator economia de combustível é um detalhe muito importante. Um sistema típico de medidor de fluxo de combustível para o motor a pistão consiste de um transmissor de fluxo e um indicador.



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

Figura 4-22

O transmissor está usualmente ligado na linha de combustível que une a saída do carburador a 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 4-23. A gasolina passando pela entrada da câmara de combustível é direcionada contra uma palheta medidora, causando a mudança de sua posição dentro da câmara.



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

Figura 4-23 Câmara de combustível do medidor de fluxo

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.

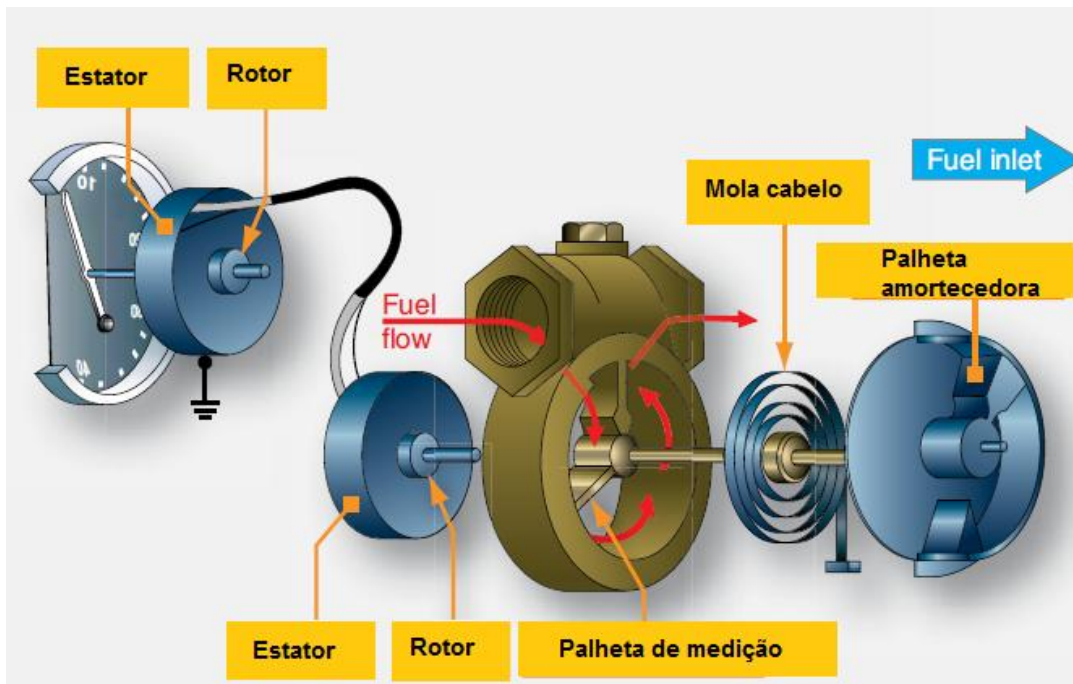
A figura 4-24 mostra uma vista detalhada de um sistema de medir fluxo de combustível. A palheta medidora move-se contra a força oposta de uma mola.

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. 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.

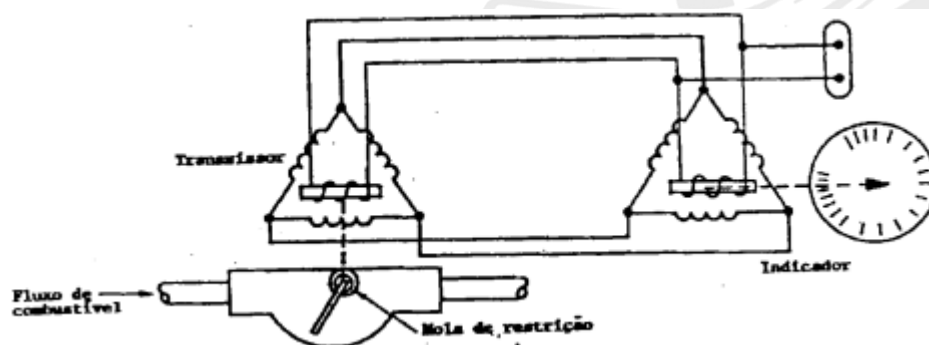
Há uma válvula de alívio dentro da câmara que permite o dreno de combustível quando o fluxo é maior que a capacidade da câmara.



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

Figura 4-24 Sistema medidor do fluxo de combustível

Um esquema simplificado de um sistema de "FUEL FLOW" do tipo palheta (figura 4-25) 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. O mostrador de um indicador de fluxo é mostrado na figura 4-26. Alguns indicadores de fluxo de combustível são calibrados em galões por hora, mas a maioria deles indica a medida do fluxo em libras.



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

Figura 4-25 Esquema de um sistema de medição de fluxo tipo palheta



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

Figura 4-26 Típico indicador de fluxo de combustível

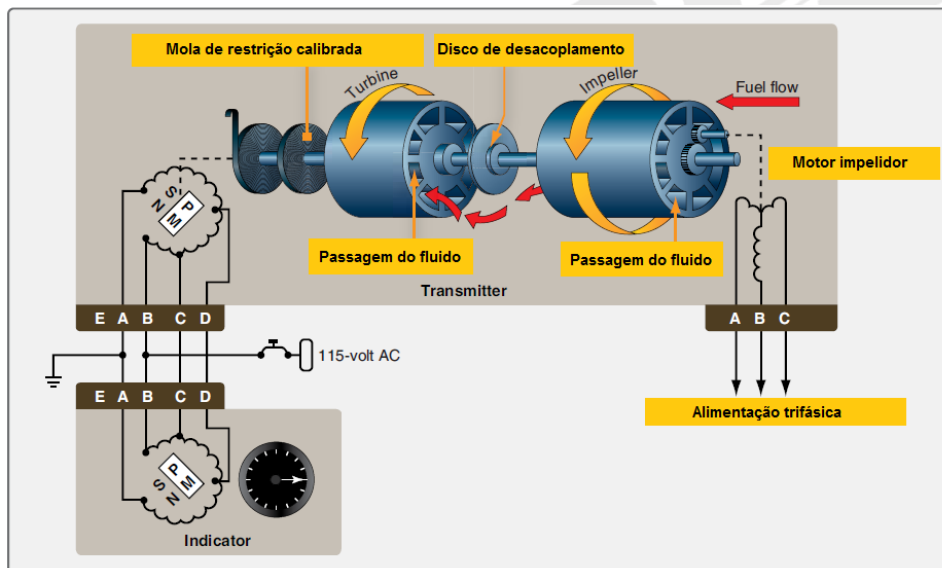
O sistema do fluxo usado nos motores a turbina é na maioria das vezes um sistema mais complexo do que aqueles usados nos motores a pistão.

No esquema mostrado na figura 4-27, 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.

O impulsor é montado formado um momento angular como 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.



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

Figura 4-27 Esquema de um sistema medidor de fluxo de combustível de um grande motor a reação



### 4.3 INDICADORES (TACÔMETROS) DE ROTAÇÃO

O indicador tacômetro é um instrumento usado para indicação da velocidade de rotação dos conjuntos compressor/turbina do compressor (Ng) e turbina de potência/hélice (Nh) em motores turbohélices ou para medidas de rotação da hélice em motores convencionais, ou do eixo rotor em jato turbo.

Existem aeronaves onde o sistema de rotação é composto de três subsistemas independentes, cada um fornecendo indicação de rotação dos seguintes conjuntos rotativos: turbina de potência/hélice (Np), rotor de alta pressão (Nh) e rotor de baixa pressão (Nl).

Os ponteiros dos indicadores tacômetros usados em motores convencionais são calibrados em Rotações Por Minuto (RPM) e os dos motores a reação em porcentagem de RPM. Alguns indicadores modernos possuem, além da escala analógica, uma outra digital (cristal líquido).

**Existem três tipos de sistemas tacômetros usados em grande escala atualmente:**

**A – Mecânico;**

**B – Elétrico;**

**C – Eletrônico.**



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

Figura 4-28 Tipos de tacômetros

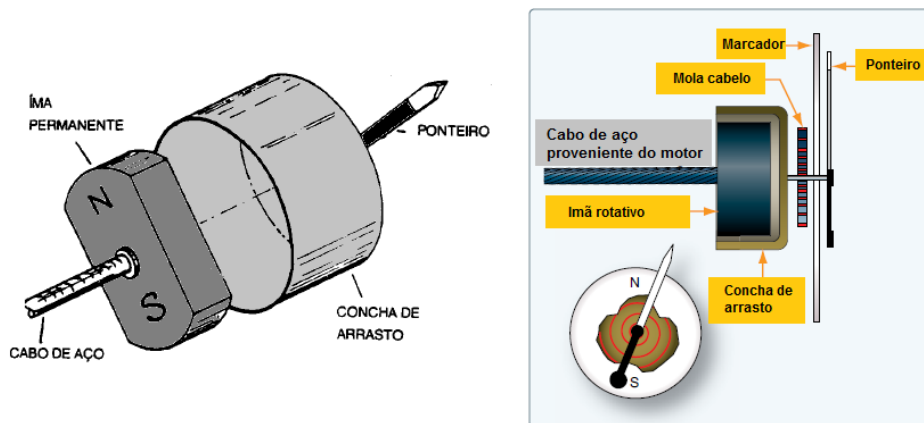
#### Tacômetro Mecânico

O tacômetro de tração magnética tem substituído todos os outros tipos de tacômetros mecânicos em aviões modernos. É idêntico em princípio e muito parecido, na sua construção, a um velocímetro de automóvel e, como resultado de grande quantidade

produzida, seu custo é relativamente baixo. Um cabo de aço flexível movimentando-se na metade da velocidade do motor, é introduzido na parte traseira do tacômetro e aciona um ímã permanente, veja a figura 4-29.

Uma concha de arrasto de alumínio ou cobre movimentada sobre o ímã, cortando as linhas de fluxo, enquanto o ímã gira, mas não o toca. Fixo à concha de arrasto existe um anel de material magnético.

A concha tem um eixo protuberante no seu centro, ao qual um ponteiro é ligado.



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

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

Figura 4-29 Tacômetro de tração magnética

O ponteiro é mantido contra um batente por uma mola capilar calibrada.

Quando o ímã gira, suas linhas de fluxo geram uma tensão na concha de arrasto, provocando o fluxo de uma corrente (uma corrente parasita). Esta corrente cria um campo magnético na concha. A força deste campo é proporcional à velocidade em que o ímã é girado. Assim, a concha de arrasto girará contra a mola capilar com uma força proporcional à velocidade do motor.

O ponteiro move-se através do mostrador para indicar a velocidade do motor.

A calibragem pode ser feita movendo-se a ponta da âncora da mola capilar. Entretanto, na prática usual, o baixo custo desses instrumentos torna impraticável sua manutenção em uma oficina de instrumentos.

A fábrica, com isto em mente, enruga o engaste do estojo de tal forma que o único modo de se abrir o instrumento é forçando o estojo com uma ferramenta. Eles normalmente são substituídos em vez de serem reparados.

A exatidão desses instrumentos não é tal que possa ser confiável num trabalho de precisão. Assim, no caso de encontrar-se um motor que não consegue atingir a adequada RPM



estática ou no caso de ser impossível sincronizar os motores num bimotor, é aconselhável checar a precisão do tacômetro ou trocá-lo por outro que esteja reconhecidamente bom.



Fonte: [www.tghaviation.com](http://www.tghaviation.com)

Figura 4-30 Tacômetro de tração magnética

Os tacômetros de tração magnética frequentemente têm um medidor de horas, (veja a figura 4-30) similar ao odômetro em um velocímetro de automóvel. Este medidor de horas é preciso apenas em uma velocidade, a de cruzeiro, que é normalmente estampada no estojo do instrumento.

Os tacômetros para pequenos aviões de aviação geral diferem em suas marcações e calibragens no medidor de horas e, por esta razão, não são geralmente intercambiáveis entre diferentes modelos de aviões, ainda que seus princípios de funcionamento sejam os mesmos.

**O cabo, algumas vezes chamado de cadeia, é a origem da maioria dos problemas com este tipo de instrumento.**

É feito de um fio de aço de mola bifilar, construído de modo que em qualquer direção da rotação apertará um dos invólucros e evitará seu desenrolamento.

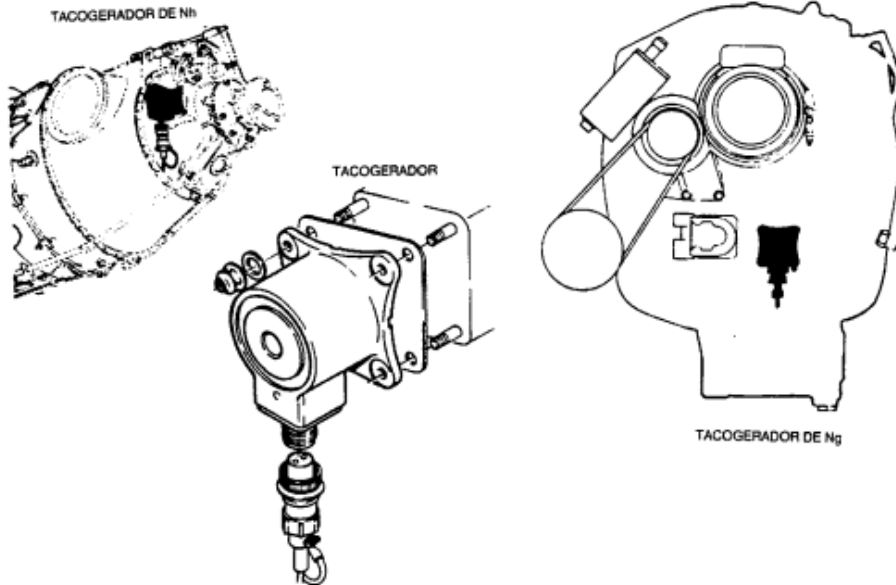
É fechado em uma camisa de aço e lubrificado com graxa grafitada.

Tanto o excesso quanto a falta de graxa, fará com que o cabo interfira na suave indicação do instrumento e se houver qualquer dobra ou folga na camisa, o indicador oscilará.

Abaixo temos outro exemplo de tacômetro mecânico usado em avião de pequeno porte

## Tacômetro Elétrico

O tacômetro elétrico (tacogerador) é na realidade um gerador CA trifásico movimentado pelo motor. A figura 4-31 apresenta o tacogerador e sua localização na turbina PT6 para medidas de  $N_g$  e  $N_h$ .



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

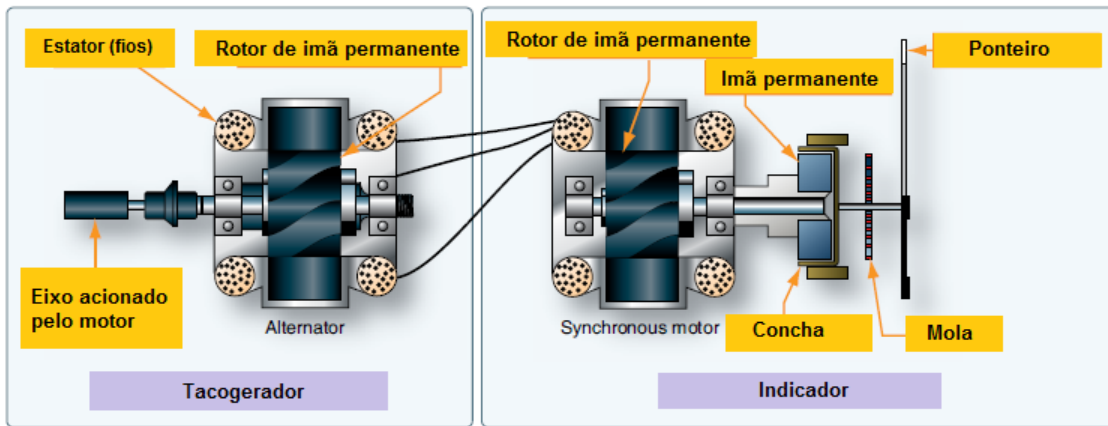
Figura 4-31 Localização do Tacogerador

Os tacogeradores produzem uma corrente trifásica, cuja frequência é proporcional à rotação com que são acionados.

A tensão de saída do gerador varia com sua velocidade, porém, neste caso, não é a tensão que interessa e sim a frequência. A tensão gerada faz girar um pequeno motor síncrono, instalado no interior do indicador que gira exatamente na mesma velocidade que o gerador.

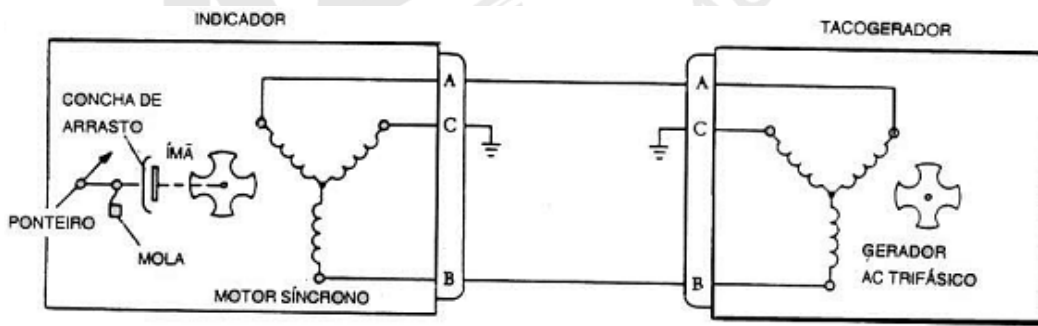
O motor síncrono move outro ímã permanente, que opera um mecanismo de tração magnética, similar ao usado no tacômetro mecânico.

À medida que a rotação do motor síncrono aumenta, como consequência do aumento de rotação do tacogerador, o ponteiro desloca-se no mostrador dando a indicação em RPM ou em porcentagem de RPM.



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

Figura 4-32 Ligação esquemática entre o tacogerador e o tacômetro



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

Figura 4-33 Ligação elétrica entre o tacogerador e o indicador



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

Figura 4-34 Tacômetro elétrico

A força do ímã (que pode ser bipolo ou tetrapolo, dependendo do modelo do tacogerador) não é tão crítica quanto deveria ser caso fosse a tensão gerada usada diretamente para mover o ponteiro. No caso do indicador ser de porcentagem de RPM, uma escala periférica

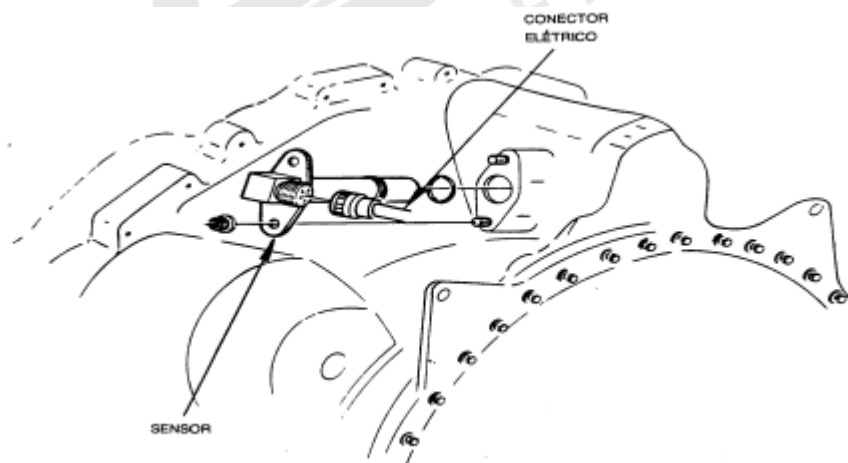
é graduada em divisões de 10% de RPM e completada com outra menor, dividida em frações de 1%.

## Tacômetro Eletrônico

### Sensor

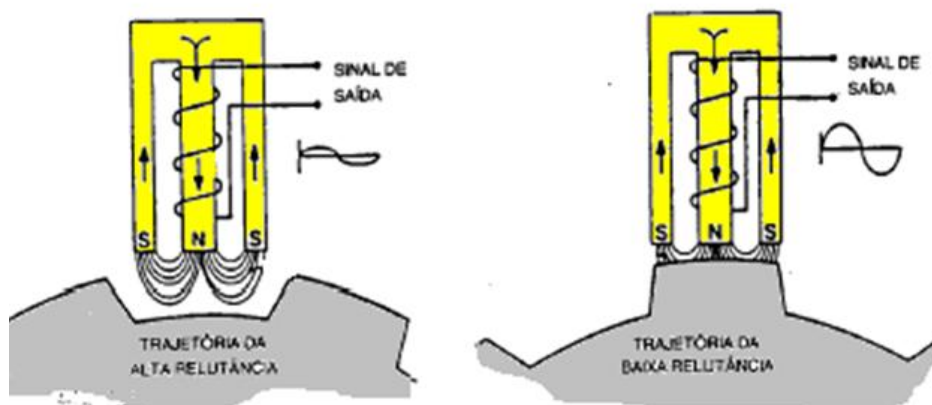
O sensor é composto essencialmente de um ímã e uma bobina, cuja função é transmitir pulsos proporcionais à rotação.

A amplitude do sinal de saída do sensor depende da posição da engrenagem que vai determinar uma maior ou menor relutância à trajetória das linhas de força. Se o dente da engrenagem está próximo ao ímã as linhas de força proporcionam um maior fluxo, maior corrente induzida e portanto uma amplitude maior de sinal.



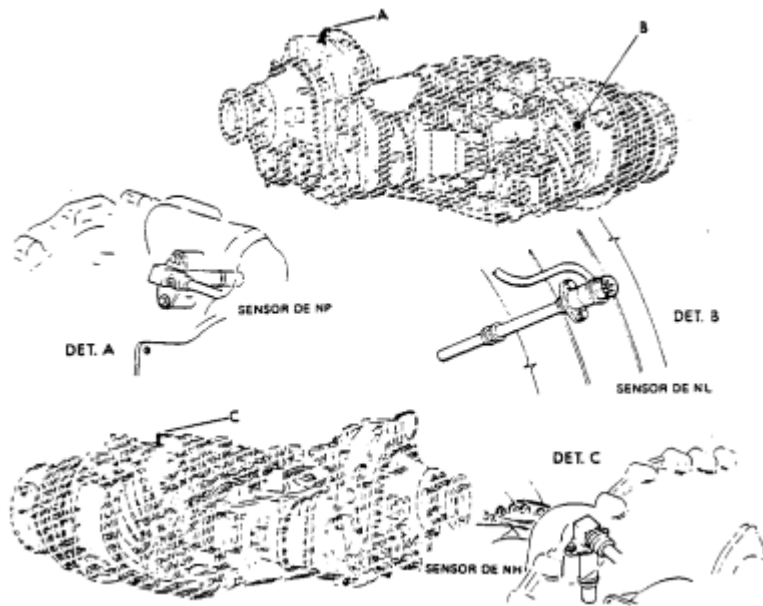
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-35 Localização do sensor



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

Figura 4-36 Operação do sensor



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

Figura 4-37 Localização dos sensores do sistema de indicação de rotação do motor PW 115

## Operação

Um controlador de brilho, atuado pelo operador, proporciona a iluminação desejada no mostrador do instrumento.

Os indicadores de Np, Nh e NI são alimentados por 28 VCC.

Uma fonte de alimentação provê todas as tensões necessárias para o funcionamento dos circuitos eletrônicos instalados internamente no indicador.

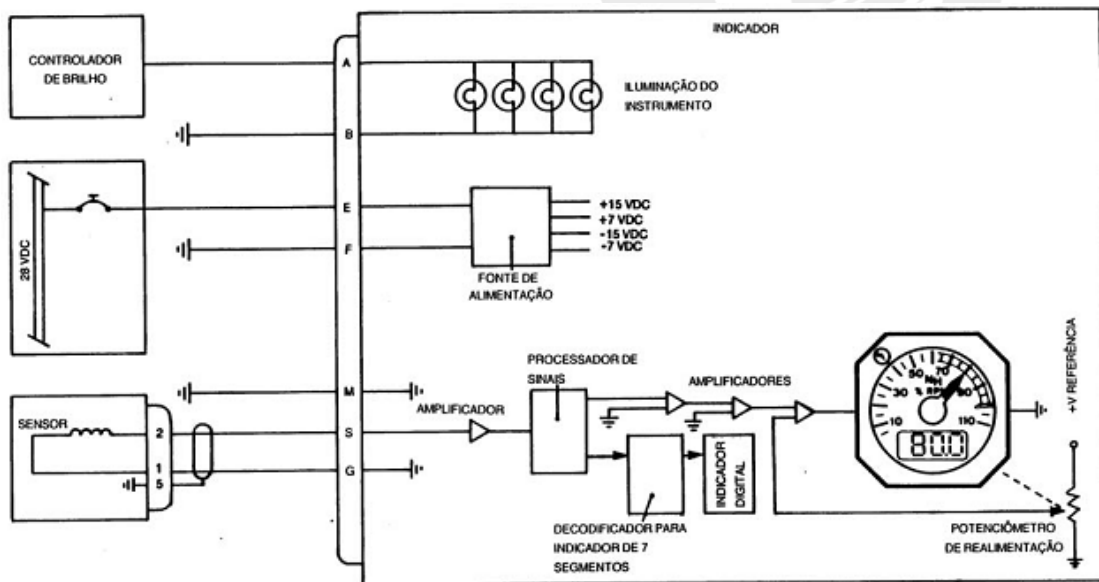
Um controlador de brilho, atuado pelo operador, proporciona a iluminação desejada no mostrador do instrumento.

O sinal de entrada (pulsos fornecidos pelo sensor), com uma frequência diretamente proporcional à velocidade de rotação, é aplicado a um amplificador de entrada com a finalidade de remover ruído, efetuar o casamento de impedância (entre o sensor e o indicador) e elevar para o nível requerido pelo processador de sinais. O processador de sinais é um conversor de frequência dos pulsos provenientes do sensor em uma tensão de corrente contínua (CC) proporcional à rotação. Possui 2 saídas: uma para a indicação analógica e outra digital.

Um conjunto de amplificadores incumbe-se de fornecer à bobina móvel do instrumento um sinal a um nível adequado para uma indicação estável.

O ponteiro ao mover-se, atua mecanicamente um potenciômetro de realimentação que ao enviar um sinal de retorno permite uma estabilização do sistema (evita oscilação do ponteiro).

O processador de sinais também fornece uma saída (digital) ao decodificador para indicador de 7 segmentos possibilitando que números decimais de 0 a 9 sejam apresentados pelo indicador digital.



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

Figura 4-38 Diagrama esquemático do circuito eletrônico do indicador de rotação do motor

#### 4.11 SINCROSCÓPIO

O sincrosκόpio 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 sincrosκόpio é projetado de forma que, a corrente do motor que gira depressa, controla a direção na qual o motor do sincrosκόpio gira. Se ambos os motores estão operando na mesma velocidade o motor do sincrosκόpio não opera.

Se, entretanto, um motor está operando mais rápido que o outro, o sinal do seu gerador obrigará o motor do sincrosκόpio a girar em uma determinada direção.

Se a velocidade do outro motor tornar-se maior que aquela do primeiro motor, o sinal de seu gerador, então, causará, ao motor do sincrosκόpio a reversão na direção oposta.



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

Fonte: <http://www.fsd-international.com/projects/C337/Manual/Html/panel.htm>

Figura 4-39 Mostrador do sincrocópio

O motor do sincrocópio está conectado através de um eixo, a um ponteiro de duas pontas no mostrador do instrumento (figura 4-39).

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

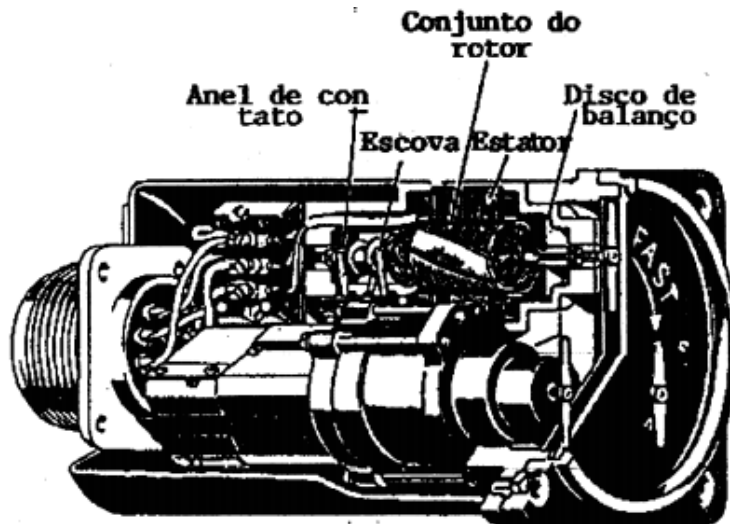
As leituras do mostrador com rotação no sentido anti-horário do ponteiro indicam devagar e o movimento no sentido horário indicando rápido, refere-se à operação do segundo motor em relação à velocidade do motor mestre. Para aeronaves com mais de dois motores, sincrocópios adicionais são usados.

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 4-40).

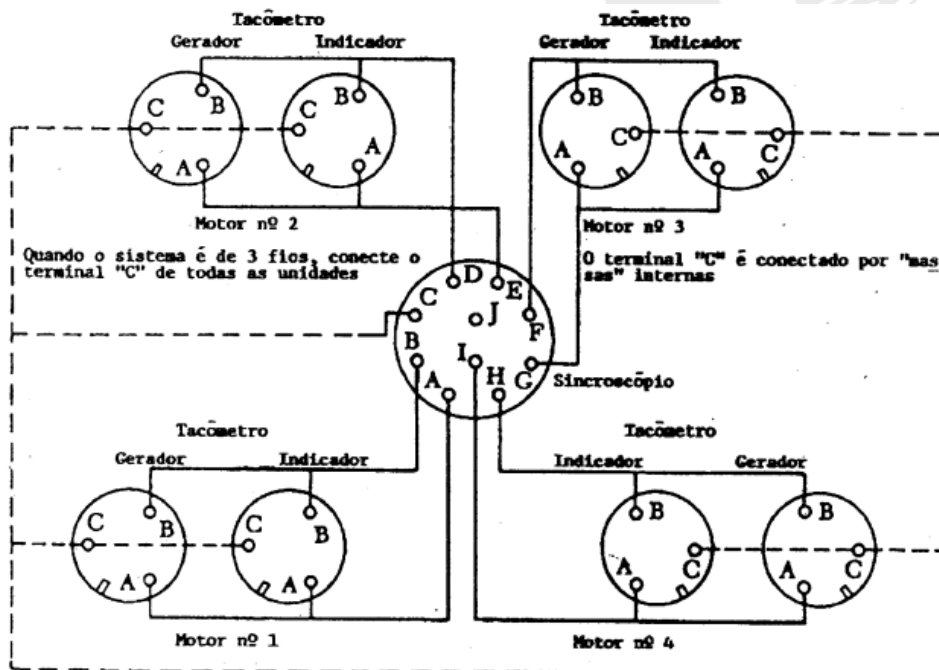
O rotor de cada sincrocópio está eletricamente conectado ao gerador do tacômetro do motor, designado como mestre, enquanto cada estator está conectado a cada um dos tacômetros dos outros motores.



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

Figura 4-40 Sincroscópio de quadrimotor

Existem, três ponteiros, cada um indicando a velocidade relativa do motor número 2, 3 ou motor 4, conforme indicado na figura 4-41. 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 a diferença de rotação dos motores.



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

Figura 4-41 Esquema de sincroscópio para um quadrimotor



## 4.5 INSTRUMENTOS DIVERSOS

### 4.6 VOLTAMPERÍMETRO

Os voltamperímetros usados em aeronaves servem para indicar a tensão da bateria e dos geradores e também a corrente solicitada de cada gerador.

#### Mecanismo de D'Arsonval

A corrente, ao circular por um condutor, produz dois efeitos principais: calor e magnetismo. A intensidade desses efeitos depende do valor da corrente. Pode-se usar um destes efeitos em instrumentos de medição.

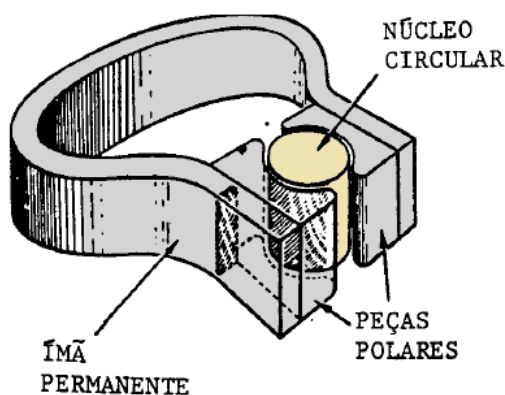
Os instrumentos que se baseiam no magnetismo são os mais usados por apresentarem maior precisão.

Em 1881, D'Arsonval patenteou um mecanismo que utiliza o efeito eletromagnético da corrente, hoje amplamente usado na maioria dos medidores.

Por essa razão, a maioria dos mecanismos compostos por bobina móvel e ímã permanente recebe o nome de instrumento de D'Arsonval.

O ímã permanente, que tem a forma de ferradura, é feito de uma liga de alnico. Ele é terminado pelas peças polares.

Estas peças polares são construídas de ferro para intensificar o campo magnético permanente nas extremidades do ímã e para concentrar o fluxo na região apropriada.



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

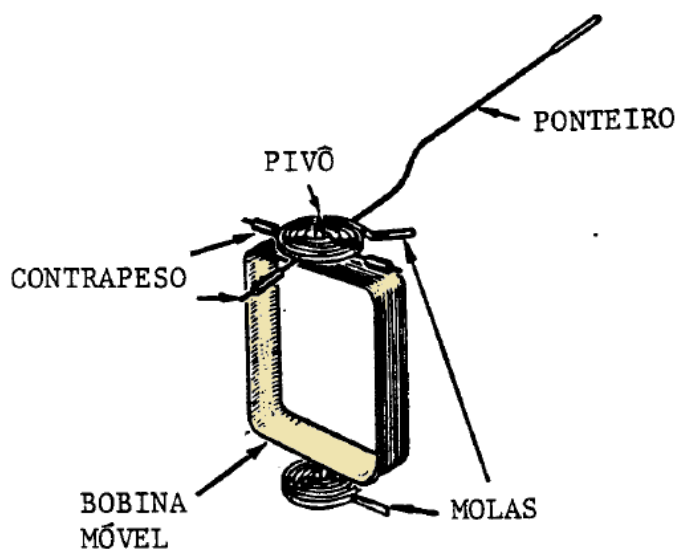
Figura 4.42 Mecanismo de D'Arsonval

A bobina móvel é composta por várias espiras de fio de cobre, envolvendo uma base de alumínio. A base de alumínio amortece as oscilações que fariam com que o ponteiro do medidor ficasse vibrando. Por causa do seu próprio movimento, o ponteiro, fica vibrando, antes de parar seu movimento na posição correta.

O núcleo de alumínio conterà correntes, produzidas pela presença do campo magnético, as quais produzirão um torque na bobina que amortecerá as vibrações.

Ela é colocada no campo magnético entre as peças polares. A corrente ou porção pré-determinada dela, a ser medida, passa pelas espiras do fio.

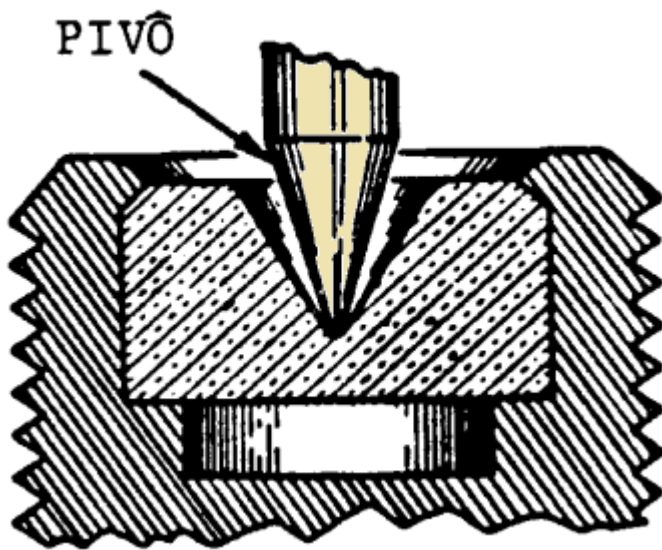
No centro da armadura de alumínio, há um núcleo de ferro-doce (material muito permeável) em forma cilíndrica, que tem a finalidade de dar maior concentração às linhas de força no espaço entre os polos do ímã permanente.



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

Figura 4-43 Mecanismo de indicador do tipo D'Arsonval

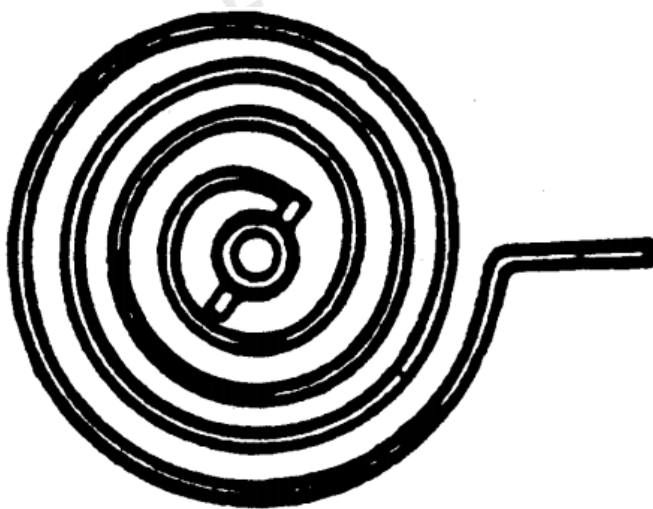
A bobina é provida de pivôs de aço endurecido, os quais se alojam em mancais de joias altamente polidas, de modo que a armadura possa girar com a menor fricção possível. Esses mancais, que operam sem lubrificação têm provavelmente o mais baixo valor de constante de fricção. Duas molas-cabelo enroladas em sentidos opostos se opõem ao movimento da armadura (contratorque), são amagnéticas e feitas de bronze fosforoso. A tensão destas molas é um fator importante no mecanismo, pois sua constância de performance é essencial para a exatidão a ser mantida pelo instrumento.



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

Figura 4-44 Mancal em pivô

Além de dar o contratorque para o mecanismo elas têm outra função importante que é levar a corrente até a bobina móvel.



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

Figura 4-45 Mola-cabelo

As molas espirais farão com que o ponteiro do medidor retorne a zero, quando não houver fluxo de corrente pela bobina móvel.

A parte externa das molas é soldada a uma haste comandada pelo corretor de zero.

Desta maneira, ao girar-se o parafuso encontrado na parte frontal do instrumento, para o ajuste de zero, estar-se-á fazendo girar o corretor e assim comandando a bobina móvel e o ponteiro através das molas-cabelo.

Os fios da bobina são ligados através das molas-cabelo e dois terminais que ficam na parte traseira da caixa do instrumento e marcados com os sinais + e -. Estes sinais indicam que o terminal + deve ser ligado ao positivo do circuito e o terminal - ao lado negativo do mesmo, para que a deflexão da bobina seja no sentido correto (esquerda para a direita).

A rotação máxima da bobina é da ordem de  $90^\circ$  na direção do movimento dos ponteiros de um relógio.

Como a bobina móvel é enrolada com fio muito fino e é muito sensível, deve-se ter o cuidado de não exceder à corrente que ela pode suportar ou poder-se-á danificá-la. Esta quantidade de corrente máxima que a bobina de um galvanômetro pode suportar é em torno de micro ou miliampéres e varia de acordo com a sensibilidade do mecanismo. Pode-se definir sensibilidade de um medidor elétrico como sendo a quantidade de corrente necessária para a deflexão máxima da bobina móvel.

**Quanto menor for a corrente necessária, maior será a sensibilidade do mecanismo.**

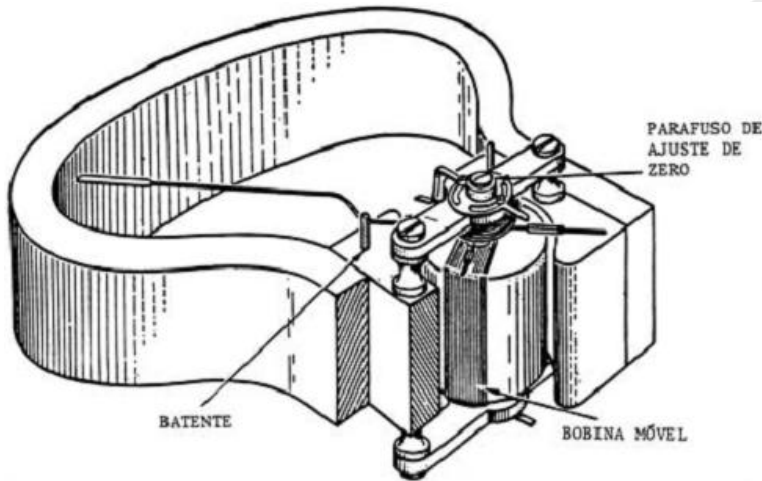
Tem-se, então, aqui, um mecanismo que serve para medir o fluxo de corrente, bastando para isso ligar-se um ponteiro à bobina do eletroímã de modo a girar com ela e por meio de uma escala determinar-se o grau de rotação da mesma e, assim, a grandeza da corrente. Assim, se em vez de um eletroímã têm-se uma bobina móvel leve e sensível, um ímã permanente adequado e outros componentes descritos anteriormente ter-se-á o Galvanômetro D'Arsonval o qual funcionará, indicando na escala do mostrador em função da variação de corrente na bobina móvel.

Portanto, em todos os instrumentos em que seja usado este mecanismo, o funcionamento será idêntico, dependerá sempre da reação entre dois campos magnéticos, dos quais, um é fixo (ímã permanente) e outro variável de acordo com a corrente (bobina móvel).

Convém lembrar que, devido às características de construção e sensibilidade, este dispositivo de medição suporta e mede uma quantidade muito pequena de corrente. Para o perfeito funcionamento, deve-se conectá-lo observando a polaridade e o tipo de corrente, que deve ser sempre de corrente contínua (CC).

## Equilíbrio

Um fator importante nos instrumentos é o "equilíbrio mecânico". Definindo-se o termo citado, pode-se dizer que é a condição do sistema móvel com respeito à gravidade.



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

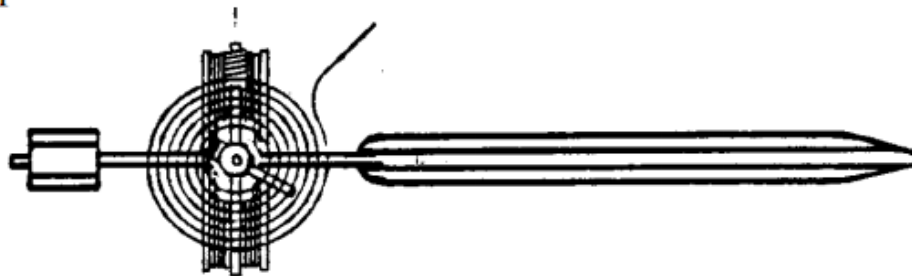
Figura 4-46 Mecanismo de um galvanômetro do tipo D' Arsonval

Num medidor bem equilibrado, o ponteiro permanecerá no mesmo ponto de escala do mostrador independentemente da posição do instrumento quando não houver corrente pela bobina móvel (desligado).

A importância deste equilíbrio é evidente ao se considerar um medidor no avião ou então um aparelho portátil. Não sendo equilibrada, a posição zero do ponteiro na escala não permanecerá a mesma.

Este equilíbrio é feito nos braços ou cruz de equilíbrio do ponteiro. Movendo-se, mediante procedimento especial, os pesos existentes nesta cruz de equilíbrio, pode-se obter o equilíbrio necessário ao sistema.

Estes pesos são em forma de espirais ou porcas.



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

Figura 4-47 Mecanismo de equilíbrio do ponteiro

## 4.7 AMPERÍMETROS

Na prática, faz-se necessário um instrumento que possa medir qualquer quantidade de corrente através de um circuito. Para fazer-se tal medição, bastaria colocar-se um galvanômetro em série com o circuito. Para tal coisa, entretanto, seria necessário que a corrente máxima não excedesse o valor para a bobina móvel do instrumento dar sua deflexão (sensibilidade). Entretanto, na maioria dos circuitos que se deseja medir, a quantidade de corrente excede em muito àquela que o mecanismo pode receber com segurança.

Para resolver este problema, foi idealizado um dispositivo baseado na Lei de Ohm, para emprego nos amperímetros, instrumentos destinados a medir e indicar a quantidade de corrente em um determinado circuito.

**O amperímetro nada mais é do que um galvanômetro (outro nome do mecanismo de D'Arsonval) com uma resistência de valor baixo em paralelo. Esta resistência recebe o nome particular de resistor "Shunt".**

Encontra-se na prática, grande número de **amperímetro com escalas múltiplas** e diversos "Shunts" selecionáveis por meio de uma chave seletora.

### Princípio de Funcionamento

Sabe-se que quando duas resistências são colocadas em paralelo, haverá através de cada ramal um fluxo de corrente proporcional ao valor "R" de cada ramal. Se as derivações tiverem resistências iguais, ter-se-ão iguais quantidades de correntes. Se ao contrário, um dos ramos tiver uma resistência maior que a do outro, a maior parte da corrente fluirá pela derivação de menor resistência. Este princípio é aplicado aos galvanômetros para convertê-los em amperímetros.

O mecanismo do galvanômetro está em paralelo com um resistor "Shunt".



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

Figura 4-48 Mecanismo de um amperímetro

Quando o amperímetro é conectado em série no circuito para fazer a medição, a corrente total que entra no instrumento divide-se, circulando uma pequena parte pela bobina móvel e a maior parte pela resistência de lastro que é chamada de "Shunt" ou derivação. Assim, apesar de estar fluindo uma quantidade muito pequena de corrente na bobina, o instrumento estará medindo e indicando a corrente do circuito, porque o restante estará sendo desviado através do "Shunt".

Para tanto é necessário determinar-se o valor do "Shunt", que é determinado pelo alcance ou corrente máxima que esta combinação (amperímetro) vai medir.

Suponha-se que determinado amperímetro seja construído para medir um máximo de 300 A. Suponha-se também que a sensibilidade do mecanismo seja de 0,01A (a bobina deflexionará totalmente com esta corrente).

Se a corrente máxima que irá circular pelo instrumento for de 300A, pode-se afirmar então que 299,99A deverão fluir pelo "Shunt" e 0,01A pela bobina móvel para ter-se a deflexão total do ponteiro na escala. Conforme a corrente diminui, ter-se-á também uma diminuição proporcional no "Shunt" e bobina móvel. Pode-se afirmar então que a quase totalidade da corrente passa pelo "Shunt", conseqüentemente sua resistência deve ser bem menor do que a bobina móvel.

Pelo que já foi visto, a corrente através do "Shunt" é 29.999 vezes maior que a da bobina, logo, se a resistência é inversamente proporcional à corrente. Para se determinar o valor do "Shunt", basta dividir o valor de resistência da bobina móvel pelo valor 29.999.

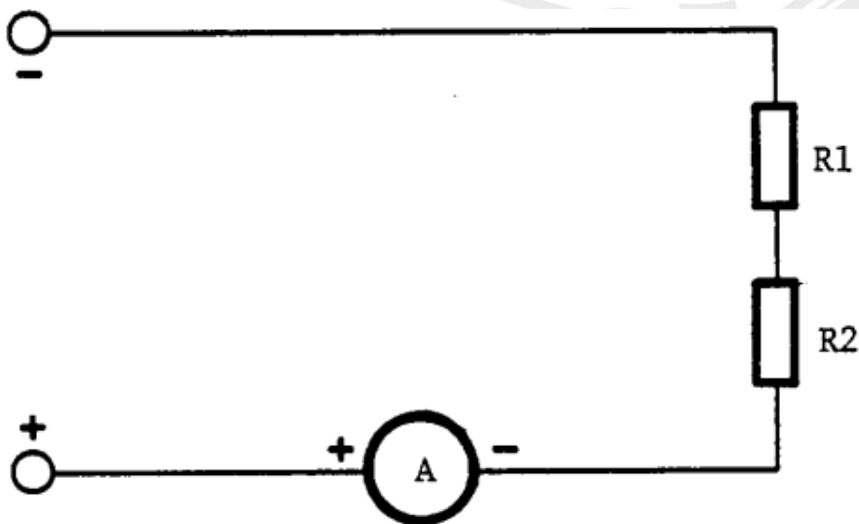
Se for considerada a "R" da bobina igual a 5 ohms, ter-se-á que o valor do "Shunt", para um amperímetro cujo mecanismo tem uma sensibilidade de 0,01A e alcance máximo de 300 A, será igual a:

$$R_{\text{Shunt}} = 5/29.999 = 0,000166 \text{ ohms.}$$

Para amperímetro que se destinam a medir valores diferentes, maiores ou menores do que o exemplificado pode-se usar o mesmo mecanismo, variando-se apenas o valor do "Shunt", em função do alcance máximo de cada escala.

Se o valor ôhmico da derivação for aumentado, maior quantidade de corrente passará pela bobina móvel e a leitura será maior do que a normal, ao contrário, se for colocado, por exemplo, um "Shunt" de um amperímetro de 300A, a maior corrente passará através do "Shunt", causando uma leitura que seria 2/3 menor do que a real. Se houver dúvidas, quanto à corrente a ser medida, escolher-se-á sempre a escala de maior valor. Se após a primeira leitura, verificar-se que o valor medido cabe na escala menor, poder-se-á reselectionar para obter-se uma leitura mais precisa.

O amperímetro é por característica e construção um instrumento de baixíssima resistência, portanto, deve ser sempre ligado em série com o circuito que se vai medir. Se for ligado em paralelo, a corrente através dele será demasiada, o que poderá danificá-lo totalmente, Veja a figura 4-49.



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

Figura 4-49 Ligação de um amperímetro em um circuito



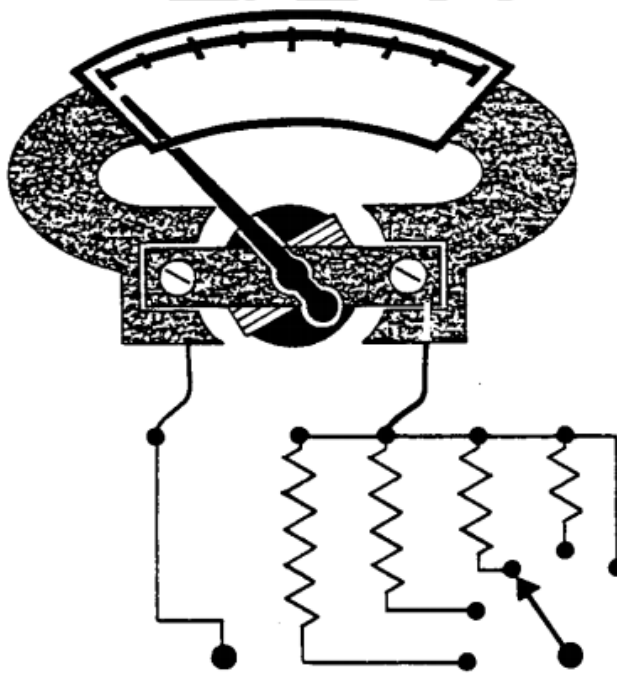
## 4.8 VOLTÍMETROS

O mecanismo de D'Arsonval poderá ser usado para medir tensões, se a resistência interna do mesmo for reconhecida. Como já se sabe há uma queda de tensão quando uma corrente flui através de uma resistência.

Assim, um voltímetro tem uma importância vital nas pesquisas de circuitos e tem a finalidade de medir e indicar os diversos valores de tensão de uma carga ou circuito.

**O voltímetro nada mais é do que um galvanômetro D'Arsonval em série com uma alta resistência.** Esta resistência recebe o nome de resistência multiplicadora. São encontrados instrumentos com um só alcance ou com vários, usando um mesmo mecanismo.

Estes aparelhos têm em seu interior várias resistências multiplicadoras de acordo com os diferentes alcances, que por sua vez são selecionadas por meio de uma chave seletora incorporada ao instrumento. Veja a figura 4-50.

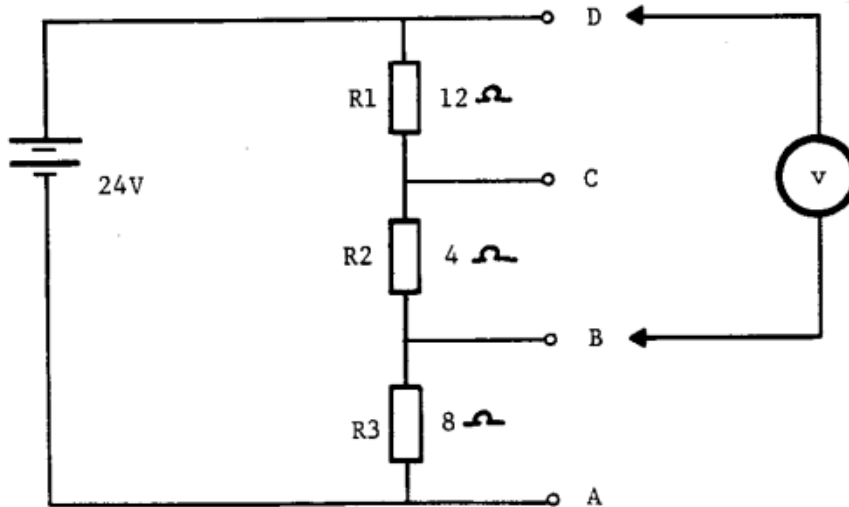


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-50 Princípio de um multivoltímetro

## Princípio de Funcionamento

Veja o circuito da figura 4-51.



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

Figura 4-51 Utilização de um voltímetro

Ao ligar-se um galvanômetro entre os pontos B e D da figura 4-51 ele estará medindo corrente, mas pela Lei de Ohm pode-se determinar a tensão.

No circuito, vê-se que há 16 volts de ddp entre os pontos citados e através do mecanismo, foi criado um novo caminho para a corrente, já que está em paralelo com os resistores (R1 e R2).

Se for considerada a bobina móvel, tendo uma resistência de 5 ohms, pode-se determinar o valor da corrente que passa através do instrumento.

Sabe-se pela Lei de Ohm que  $I = E/R$ , logo:

$$I = 16/5 = 3,2 \text{ ampères.}$$

Esta corrente, entretanto, é muito alta, pois se sabe que a bobina móvel desses mecanismos é muito sensível e não suportaria tal valor. Outro fator a considerar-se seria que tal corrente afetaria o circuito que está sendo medido.

Para se contornar esta dificuldade foi adotado o sistema de se colocar uma resistência de alto valor em série com a bobina móvel, pois só assim reduzir-se-ia ao mínimo estes inconvenientes.

Pergunta-se, então, qual deve ser o valor da resistência de queda ou multiplicadora?

Esse valor de R vai ser determinado pelo alcance em que o voltímetro vai operar.

Por exemplo, se quiser construir um voltímetro cujo alcance máximo seja de 30 V e um mecanismo de sensibilidade igual a 0,01A, ter-se-á que a resistência interna do instrumento será de:

$$R = E/I \text{ logo: } R = 30/0,01 = 3.000 \text{ ohms}$$

Conhecendo-se este valor que representa a resistência total do voltímetro, e sabendo-se também o valor ôhmico da bobina móvel e como o circuito está em série, bastaria subtrair-se para se encontrar o valor da resistência multiplicadora. Supondo-se que o valor da bobina seja de 5 ohms, ter-se-á:

$$\text{Resistência multiplicadora} = 3.000 - 5 = 2.995 \text{ ohms}$$

Se uma tensão inferior a 30 volts fosse aplicada ao instrumento que se está descrevendo, a corrente através dele seria diminuída na mesma proporção, fazendo com que o ponteiro indicasse na escala a referida tensão.

Portanto, cada tensão produz certa corrente, e cada corrente produz certo movimento no ponteiro correspondente à tensão que a cria. Assim, a escala é graduada em volts apesar da bobina do galvanômetro estar deflexionando em função da corrente.

Quanto menor for a corrente requerida para a deflexão total de um galvanômetro, maior será sua sensibilidade. A sensibilidade de um voltímetro é dada em ohms por volts.

Assim sendo, quanto maior for o número de ohms por volts, menor será a corrente necessária para a deflexão total e conseqüentemente maior a sensibilidade do medidor.

Um voltímetro deve ter uma resistência muito alta, de maneira que consuma pouca corrente e afete o menos possível o circuito durante as medições. Portanto, a precisão da leitura depende da sensibilidade do medidor.

Se ele tiver uma baixa resistência, terá baixa sensibilidade e, ao ser colocado em um circuito de alta resistência, a leitura indicada poderá ser falsa.

Para esse tipo de circuito requer-se um instrumento de alta resistência, ou seja, de alta sensibilidade. Para se encontrar a resistência de um voltímetro, basta multiplicar a sensibilidade pela tensão. Por exemplo, se estiver usando um voltímetro cuja sensibilidade seja de 1000 ohms/volts na escala de 0-100 V, sua resistência será de:  $1000 \times 100 = 100 \text{ kohms}$

A sensibilidade pode ser determinada dividindo-se a resistência total do medidor pela escala total do mesmo.

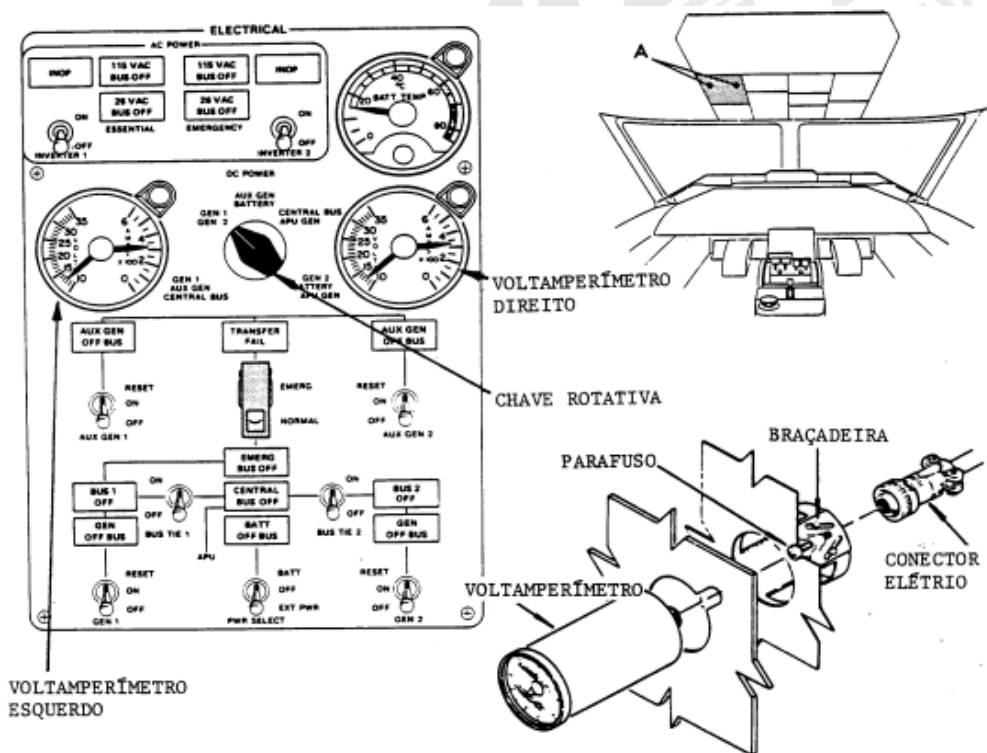
Um voltímetro de 100 kohms, na escala de 0-500V teria a sensibilidade igual a  $100.000/500$ , ou seja, 200ohms/volt.

Deve-se ter as seguintes precauções ao se usar um voltímetro.

- Conectá-lo no circuito sempre em paralelo com o que se está medindo;
- Observar sempre a polaridade, pois é um mecanismo tipo galvanômetro;
- Usar a escala apropriada e se a tensão for desconhecida, selecionar para a de maior alcance.

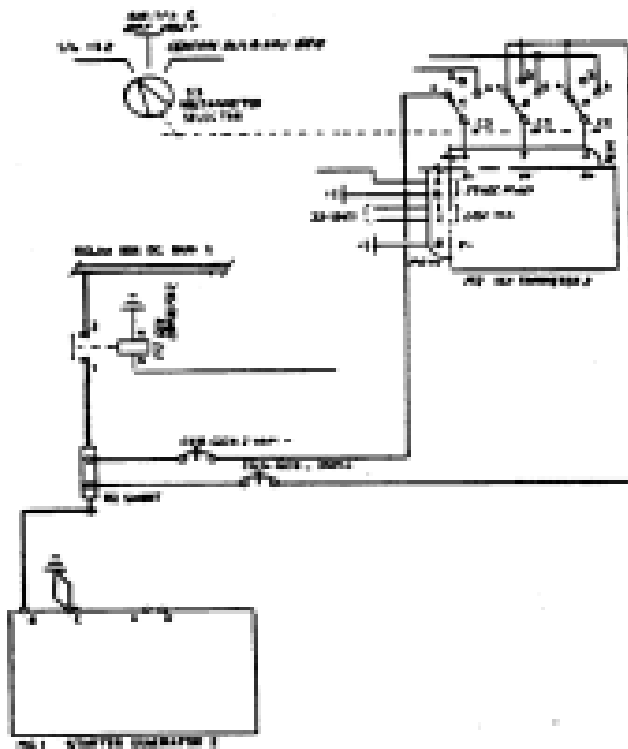
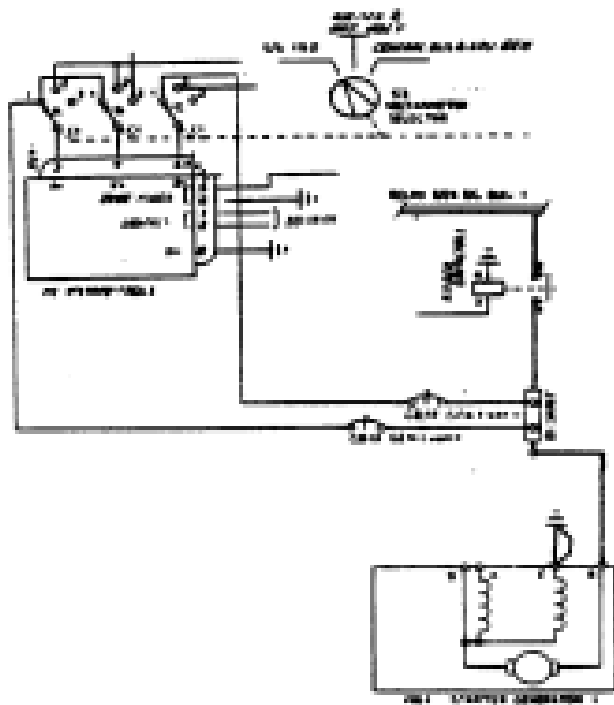
Para exemplificar serão detalhadas as funções do voltamperímetro da aeronave EMB120 "BRASÍLIA".

Os parâmetros a serem medidos são selecionados por uma chave rotativa localizada entre os dois voltamperímetros



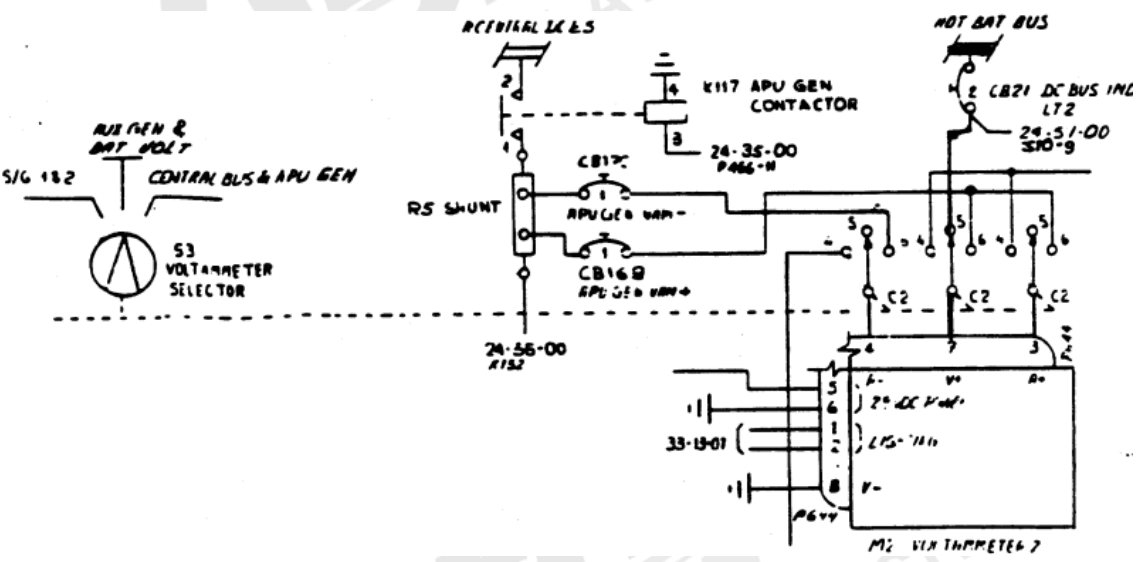
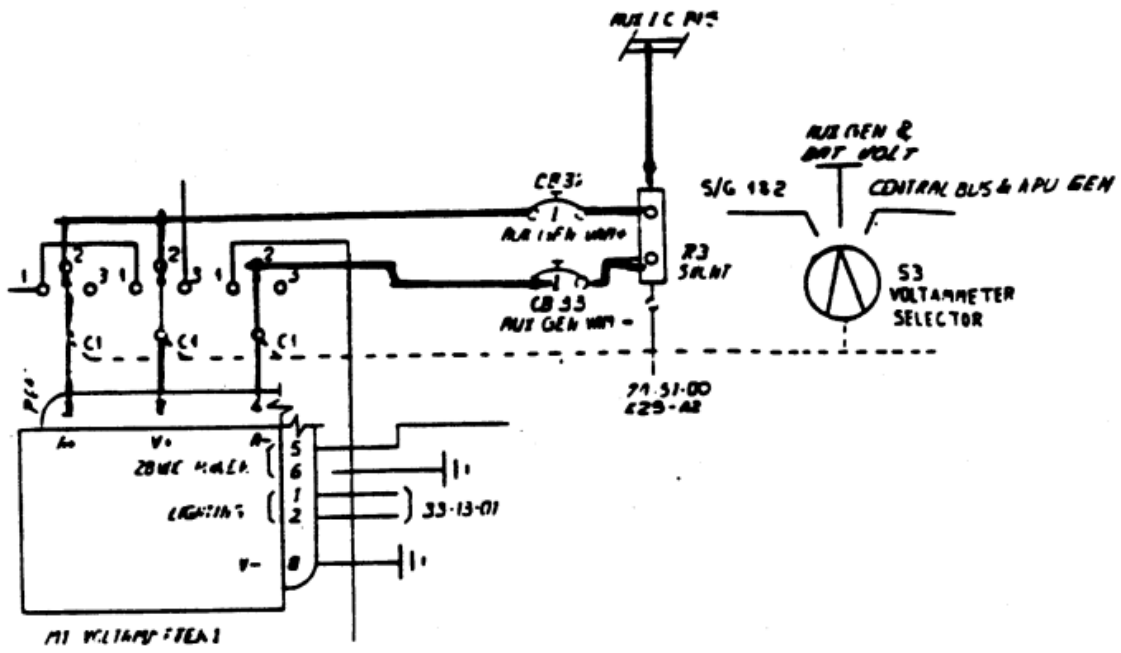
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-52 Localização dos voltmímetros



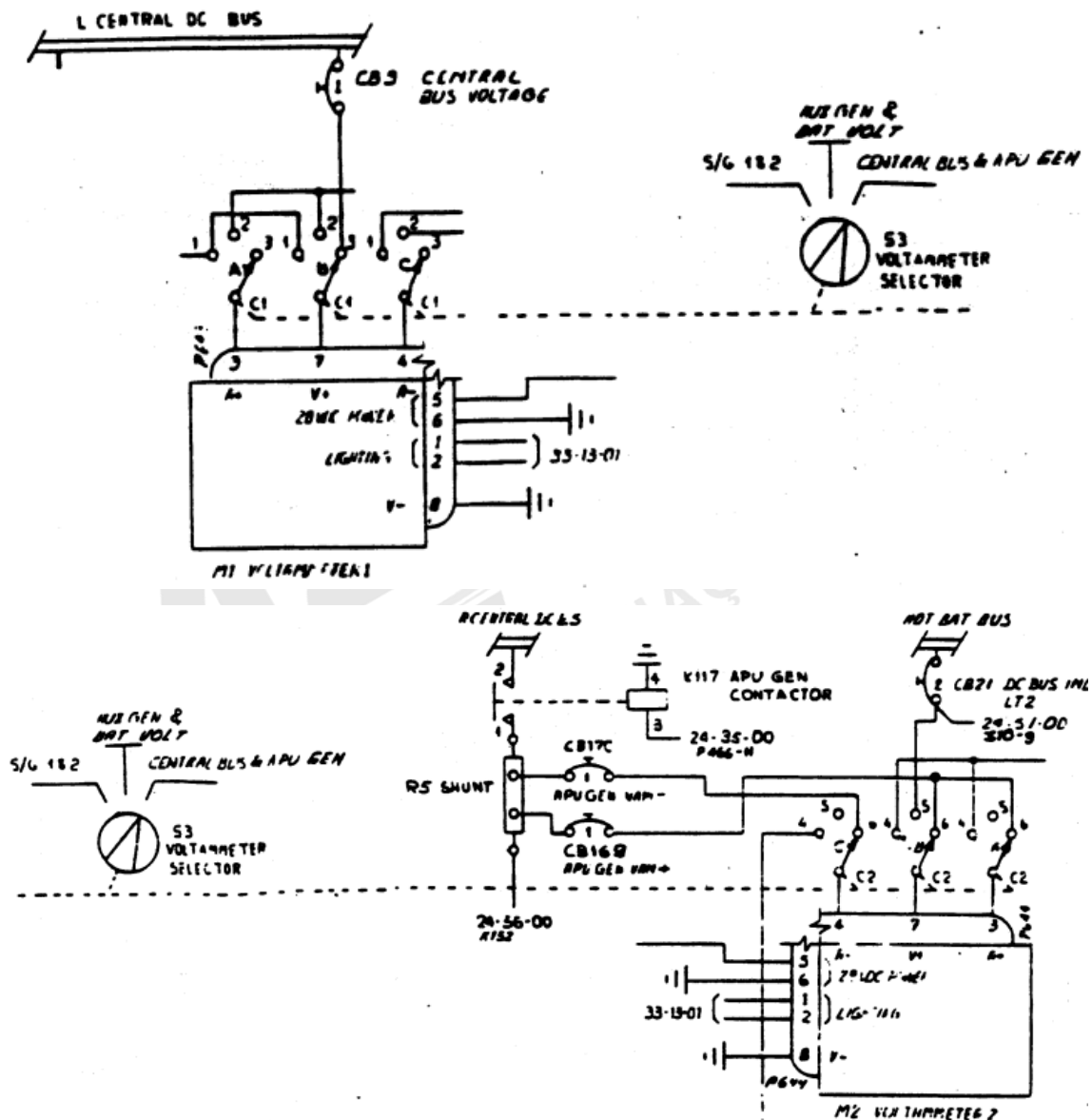
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-53 Utilização da chave seletora em GEN 1 / GEN 2 lendo-se as tensões e correntes dos geradores 1 e 2 nos instrumentos da esquerda e da direita respectivamente



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

Figura 4-54 Utilização da chave seletora em AUX GEN / BATTERY sendo lidas a tensão e a corrente dos geradores auxiliares no instrumento da esquerda e a tensão da bateria no instrumento da direita

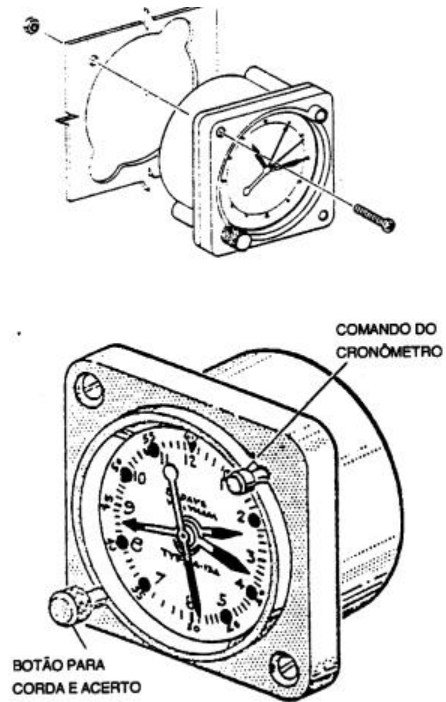


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-55 Utilização da chave seletora em CENTRAL BUS / APU GEN sendo lida a tensão da barra central no instrumento da esquerda e a tensão e a corrente do gerador da APU no instrumento da direita

#### 4.9 RELÓGIO

Devido à necessidade de controlar a duração de um voo e por mais algumas utilizações com referência à segurança e perfeição de uma viagem, são instalados relógios de precisão, tipo cronômetros, na cabine de comando, nos painéis de instrumentos.



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

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

Figura 4-56 Comandos do relógio

Uma mola espiral, bastante forte, é enrolada o máximo possível. O esforço que ela faz para se desenrolar aciona um sistema mecânico, que mantém uma velocidade constante no eixo do ponteiro.

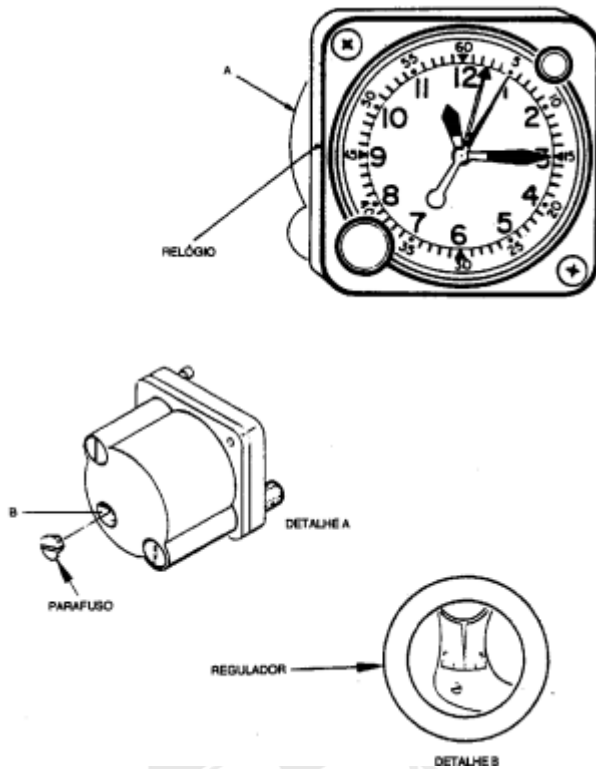
Normalmente estão instalados ponteiros para indicar horas, minutos e segundos. Alguns modelos possuem mais um ponteiro que indica tempo transcorrido. Quase todos têm corda para oito dias, muito embora a praxe seja da tripulação completar a corda antes do início de cada viagem.

O comando do cronômetro comanda o disparo, o bloqueio e a volta dos ponteiros de segundos e de minutos à posição normal, sem afetar a indicação do relógio (horas e minutos).

### Calibragem do Relógio

A regulagem consiste de uma escala graduada de F a S. O regulador deverá ser movido para F se o relógio estiver atrasando, e para S, se estiver adiantando. Cada intervalo na escala corresponde a uma variação de 1 a 2 minutos em cada 24 horas.





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

Figura 4-57 Calibragem do relógio

## 4.10 MEDIDOR DE FADIGA

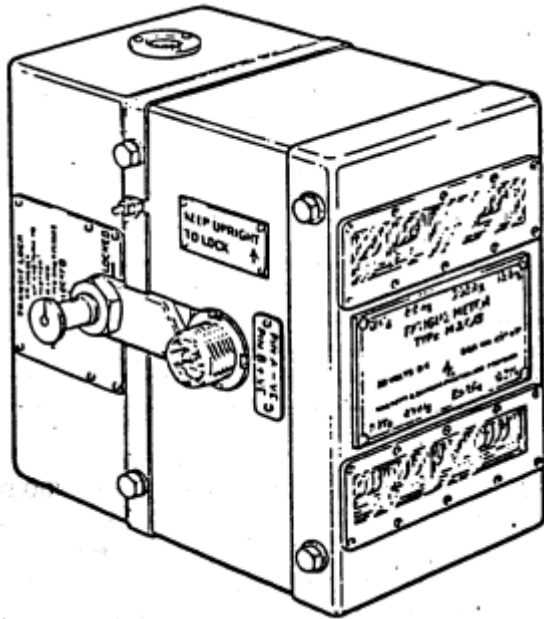
### Introdução

Durante o voo uma aeronave é submetida a acelerações, as quais impõem esforços (cargas) estruturais com efeito cumulativo que podem causar, eventualmente, excesso de fadiga. A vida de fadiga de um determinado tipo de aeronave é definida pelos testes de fadiga nas partes estruturais considerando-se as condições operacionais e pode ser expressa por um limitado número de ciclos para uma faixa determinada de valores de aceleração.

Um acelerômetro montado perto do centro de gravidade (CG) da aeronave pode então ser usado para monitorar as acelerações verticais da linha de voo e para registrar o número de vezes que os ciclos da aceleração determinada são atingidos. Análises desses registros, junto a dados adicionais, possibilitam uma estimativa real da vida de fadiga total da estrutura.

### Características

O medidor de fadiga é um acelerômetro e registrador.



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

Figura 4-58 Medidor de fadiga

O medidor de fadiga é montado perto do CG da aeronave e a sua função é monitorar acelerações verticais da trajetória de voo e registrar o número de vezes que cada uma das oito acelerações é excedida (-2,5, -2, -1 + 2,5, + 3,5, + 4,5 + 6,0, + 8,0).

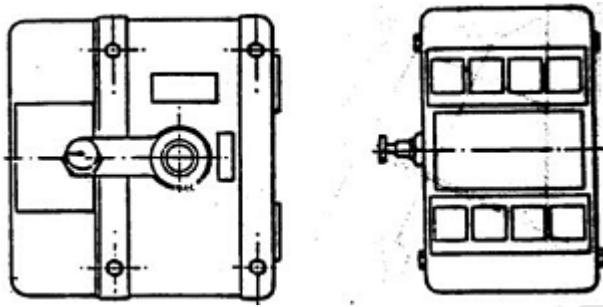
Para assegurar que só serão registradas acelerações em voo, a alimentação elétrica para o medidor de fadiga é normalmente controlada por um micro interruptor no trem de pouso ou por outro localizado no interior do velocímetro. O medidor de fadiga consiste de uma caixa metálica contendo um acelerômetro e oito contadores eletromagnéticos.

Para assegurar que só serão registradas variações na aceleração, que poderiam causar danos de fadiga significativos, os contadores operam em duas condições: travado e destravado. O circuito trava quando um valor de aceleração é atingido e destrava completando a contagem se o valor próximo de 1g é atingido.

A diferença entre estes valores de aceleração é conhecida como faixa limite, e os contadores são diferenciados pelo valor de trava. Como é necessário registrar acelerações correspondentes a lentas variações do fator de carga (causados por manobras), mas desprezar acelerações comparáveis de alta frequência resultante de vibrações que causam danos de fadiga desprezíveis, o acelerômetro possui um sistema especial que controla rigidamente a resposta de frequência.

Este sistema consiste de uma mola principal, uma massa principal, molas secundárias, massa secundária e um amortecedor de corrente parasita proporcional à velocidade, e é destinado a causar um corte instantâneo da razão da amplitude da resposta com aumento

de frequência que pode ser obtida por um sistema simples de uma mola, uma massa e um amortecedor proporcional.



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

Figura 4-59 Vistas lateral e frontal do medidor de fadiga

Este projeto tem também a vantagem da grande redução do fator de carga no sistema de amortecimento, o qual permite grande confiança no sistema e vida mais longa.

Para proteger o acelerômetro contra os impactos normais no manuseio, o instrumento é equipado com um mecanismo de trava para trânsito o qual imobiliza o acelerômetro antes da instalação na aeronave.

### Definição

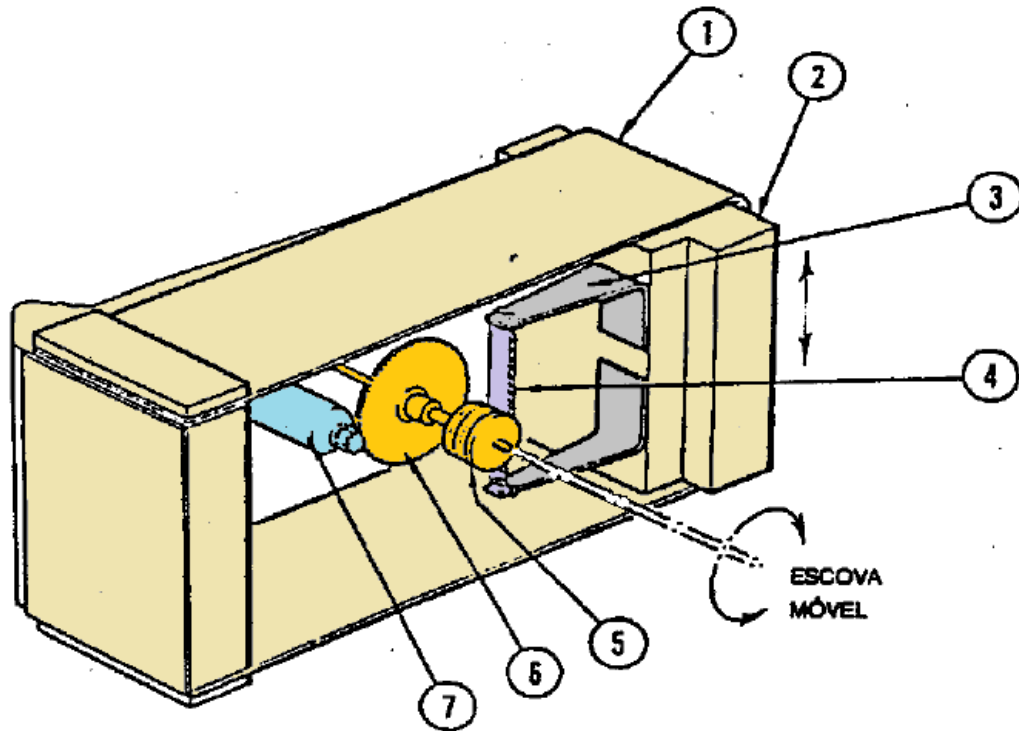
Os valores de aceleração são absolutos, isto é, em linha e nível de voo a aceleração indicada é representada por 1g. A aplicação de fator de carga (g) positivo causará tudo no avião para torná-lo mais pesado e vice-versa para fator de carga (g) negativo.

Quando o instrumento está montado na aeronave, a massa principal se move para baixo em resposta ao fator de carga (g) positivo e para cima para fator de carga (g) negativo em relação ao eixo do avião.

### Operação

Uma aceleração positiva aplicada no instrumento causará na massa sensora (2), a qual está apoiada na mola principal (1), um movimento para baixo em relação à caixa. Este movimento é transmitido ao tambor da corrente (5) através das molas secundárias (3) e corrente (4) fazendo com que o ressalto (o qual está montado no mesmo eixo que o tambor da corrente) gire sobre a face do comutador. O amortecimento é conseguido por uma unidade de amortecimento da corrente parasita, acionada pela engrenagem (6), e que também atua como uma massa secundária.

A unidade de amortecimento consiste de um cilindro (7) rodando em volta de um núcleo metálico, estando ambos dentro de um campo magnético permanente.



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

Figura 4-60 Unidades de operação do medidor de fadiga

### Operação do Circuito

O circuito elétrico é alimentado por 28 VCC, e possui um micro interruptor, para permitir que o medidor de fadiga só entre em operação quando a aeronave estiver em voo.

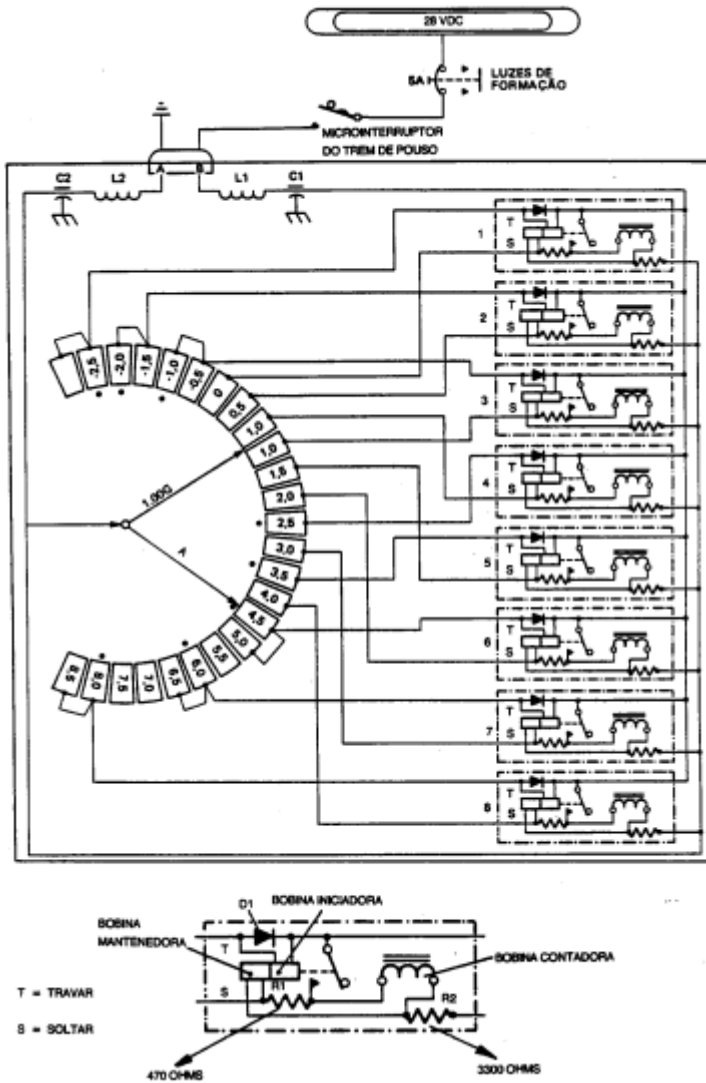
Os indutores (L1 e L2) e os capacitores (C1 e C2) são componentes supressores de interferência de rádio (filtros). O circuito será descrito para o registro de + 4,5G:

- O que controla a escova móvel (A) é a massa sensora;
- Se a massa sensora consegue mover a escova móvel, sobe um segmento do comutador (no caso 4,5G), então;
- Um massa é colocado no ponto "T" do contador eletromagnético 6;
- A bobina iniciadora recebendo um massa e já estando provida de 28 VCC (aeronave em voo) faz com que esta se energize e deste modo cause a mudança dos contatos;
- Os contatos do relé alimentam a bobina contadora que já possui massa na outra extremidade. O resistor R2 em série com a bobina contadora serve como limitação da corrente;
- É registrada então a contagem;

- Os contatos do relé também fornecem 28 VCC (através do R1) para a bobina mantenedora que mantém o relé energizado mesmo depois da escova móvel deixar o segmento do comutador que o ligará à bobina iniciadora;
- O relé continua energizado até que uma massa é colocada no ponto S do contador eletromagnético 6 proporcionado pelo contato do segmento do comutador (2,0G - neste exemplo);
- Para que o relé seja desenergizado dois sinais de massa estarão presentes na bobina mantenedora;
- O resistor (R1) que está em série com a bobina mantenedora limitará a corrente fornecida quando esta bobina estiver curto circuitada;
- O diodo (D1) permite a supressão da centelha para proteger o comutador.

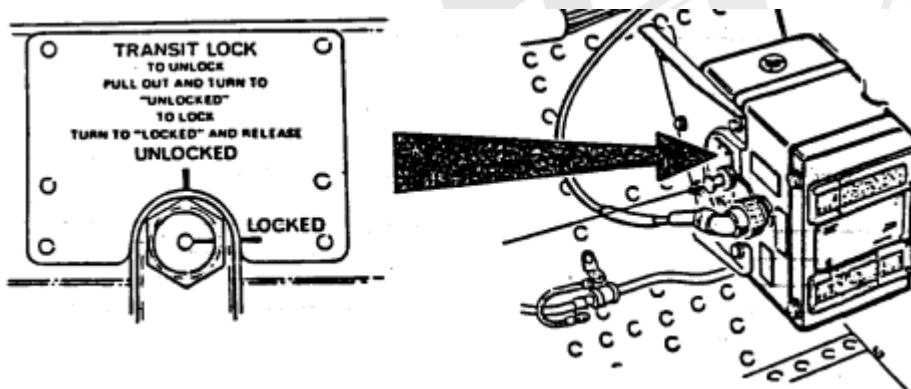
**Resumo:**

Quando a massa sensora oscila, provocada pelas acelerações a que é submetida pelo movimento do avião, a corrente transforma o movimento linear vertical do peso em movimento rotativo da escova. Esta escova, passando sobre a superfície do comutador em quantidade proporcional ao valor da aceleração sofrida, aciona os contadores atingidos por esta aceleração, registrando assim o valor atingido.



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

Figura 4-61 Diagrama esquemático do circuito elétrico do medidor de fadiga



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

Figura 4-52 Localização da trava de trânsito que evita o registro quando não estiver devidamente instalado na aeronave

#### 4.11 INDICADOR DE TEMPERATURA DO AR EXTERNO

O princípio de funcionamento do sistema de indicação da temperatura do ar exterior é idêntico ao de temperatura do óleo, variando apenas na localização do bulbo sensor e no instrumento de indicação cujo mostrador permite leituras a partir de - 60°C até 60° C.



Fonte: [www.allaero.com](http://www.allaero.com)

Figura 4-63 Indicador de temperatura do ar externo

#### Considerações Adicionais

**Os termômetros instalados em aeronaves têm a sua parte sensível projetada para fora da fuselagem, para medir a temperatura do ar exterior.**

Essa medida é correta, se a aeronave é de baixas velocidades. Entretanto, se a aeronave é de alta velocidade, há o aquecimento do ar provocado pelo atrito em torno da fuselagem. Esse aquecimento é também chamado calor de compressão.

Esse aquecimento provoca uma indicação errônea de temperatura que deve ser corrigido para propósitos de navegação.

A temperatura decresce com a altitude, em 2° para cada 1000 pés. Se um termômetro indica, num lugar ao nível do mar, 26°C, a temperatura no nível de:

4000 pés = 18°C (Queda de temperatura =  $4 \times 2^\circ = 8^\circ$ . Logo  $26^\circ - 8^\circ = 18^\circ$ ).

6000 pés = 14°C (Queda de temperatura =  $6 \times 2^\circ = 12^\circ$ . Logo  $26^\circ - 12^\circ = 14^\circ$ ).

Se a temperatura for medida numa altitude qualquer, 4.000 pés, por exemplo, ela decresce 2° a cada 1000 pés acima dessa altitude e aumenta 2° para cada 1000 pés abaixo desse nível.

## 4.12 INDICADORES DE QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL



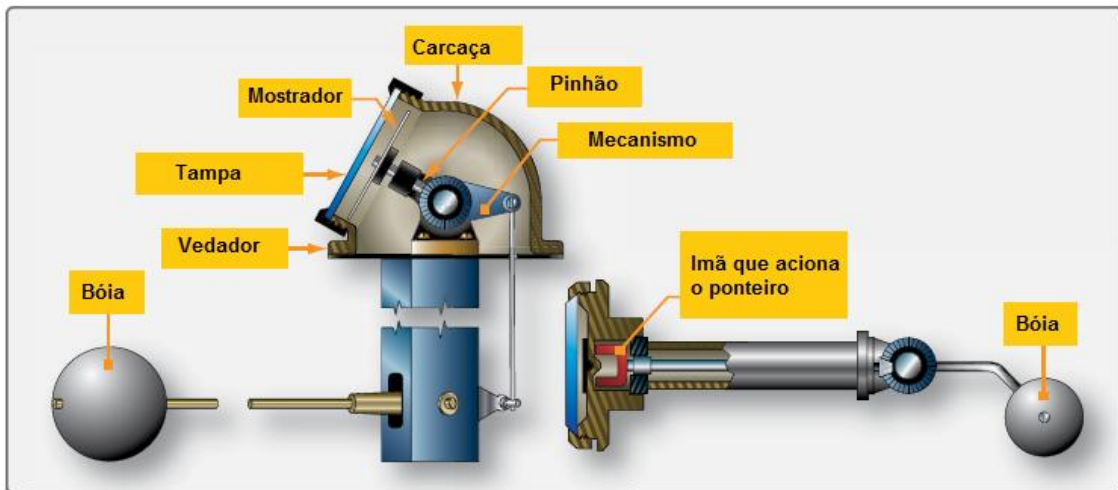
Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 4-64

### Sistema Tipo Boia

O sistema de indicação de quantidade de combustível mais simples é o do tipo **boia**. Um sistema deste tipo, porém totalmente mecânico, está apresentado na figura 4-65, onde são vistos todos os seus componentes.

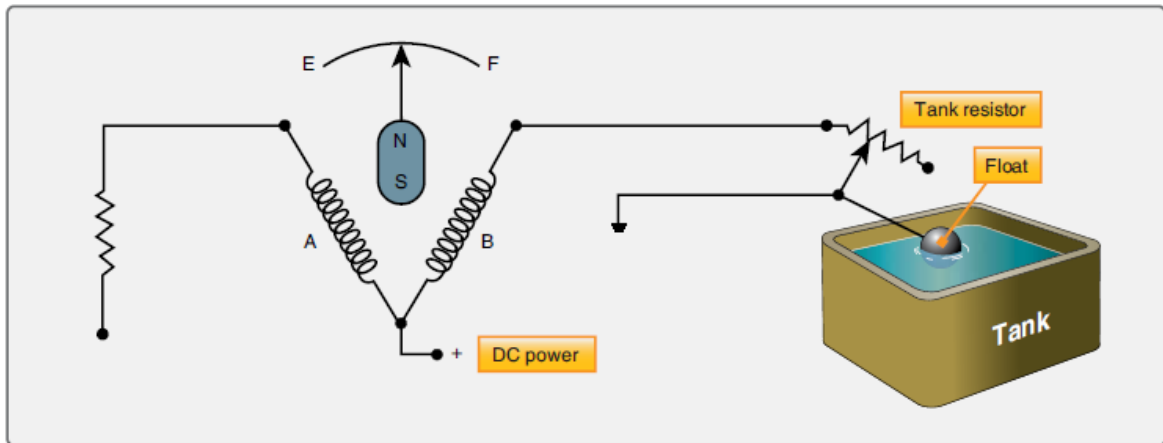
A figura 4-66 apresenta a boia ligada a um transmissor de nível e através de ligações elétricas a indicação de quantidade é transmitida ao instrumento indicador na cabine.



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

Figura 4-65 Sistema esquemático de combustível do tipo boia



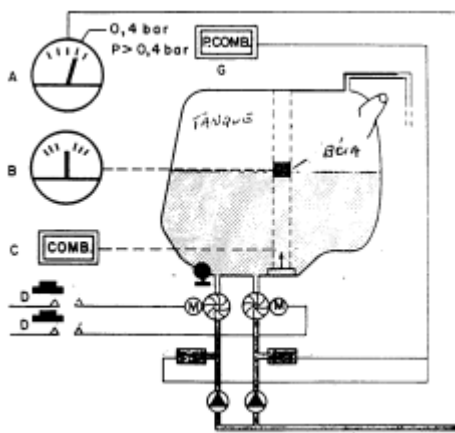


Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 4-66 Transmissor de nível

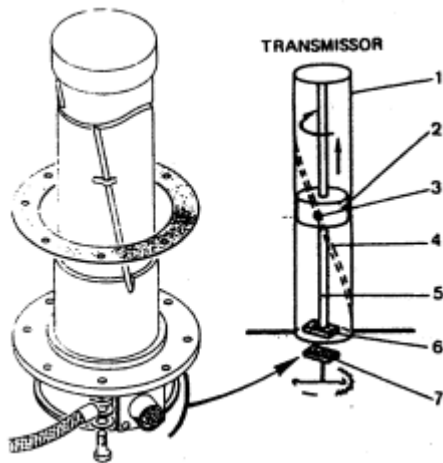
Outro sistema de indicação de quantidade de combustível do tipo boia é o utilizado no helicóptero Esquilo e está apresentado na figura 4-67.

Este sistema possui internamente nos tanques um transmissor (figura 4-68) em cujo interior desloca-se uma boia que movimenta um conjunto de ímãs transmitindo ao instrumento indicador (figura 4-69) o nível do combustível existente no tanque.



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

Figura 4-67 Sistema tipo boia com alarme



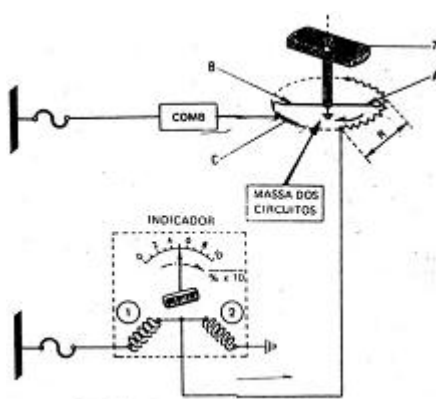
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-68 Transmissor

O transmissor é do tipo boia e came helicoidal comandando um potenciômetro e um contato de nível baixo. O indicador é do tipo bobinas de fluxos cruzados. A boia (2) instalada num tubo (1) acompanha o nível do combustível. Um pino (3) solidário com a boia desloca-se em uma fenda helicoidal (4) do tubo. Uma haste de comando (5) transmite a rotação da boia a um ímã transmissor (6). Do outro lado da divisão estanque, um segundo ímã (7) acompanha os deslocamentos do primeiro.

Este ímã aciona dois cursores:

- O cursor A atrita-se com a resistência do potenciômetro de medição de nível;
- O cursor B serve de contato de nível baixo na faixa do setor C (de 60 litros a 0 litros).



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

Fig. 4-69 Circuito do indicador de nível

As variações da resistência R (figura 4-69) modificam a direção do campo resultante das bobinas (1) e (2). A cada posição da boia corresponde uma posição do ponteiro indicador. Quando o nível 60 litros é atingido, o cursor B fecha o circuito no setor C e a luz "COMB" acende informando ao piloto que só dispõe de combustível para aproximadamente 20 minutos de voo.

### **Sistema tipo Capacitor**

**O sistema de medir combustível do tipo capacitor é um dispositivo eletrônico 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 e uma unidade de tanque são mostrados na figura 5-28, o instrumento é selado, auto balanceado, contendo um motor, um conjunto de ponteiro, amplificador transistorizado, circuito ponte e potenciômetros de ajuste.



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

Figura 4-70 Indicador e sonda de um sistema tipo capacitor

**Uma mudança na quantidade de combustível de um tanque causa 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.

Um exemplo de localização da unidade de tanque e sua unidade compensadora são mostrados na figura 4-71.

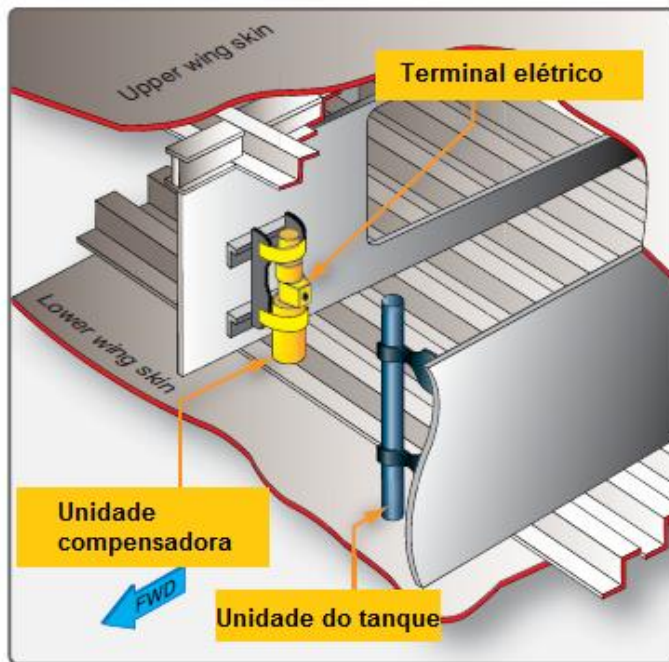
**A capacitância de um capacitor depende de três fatores:**

- A área das chapas;
- A distância entre as chapas;
- O dielétrico constante do material entre as chapas.

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 de 2,07 a 0°C comparado a um dielétrico constante de 1 para o ar.

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

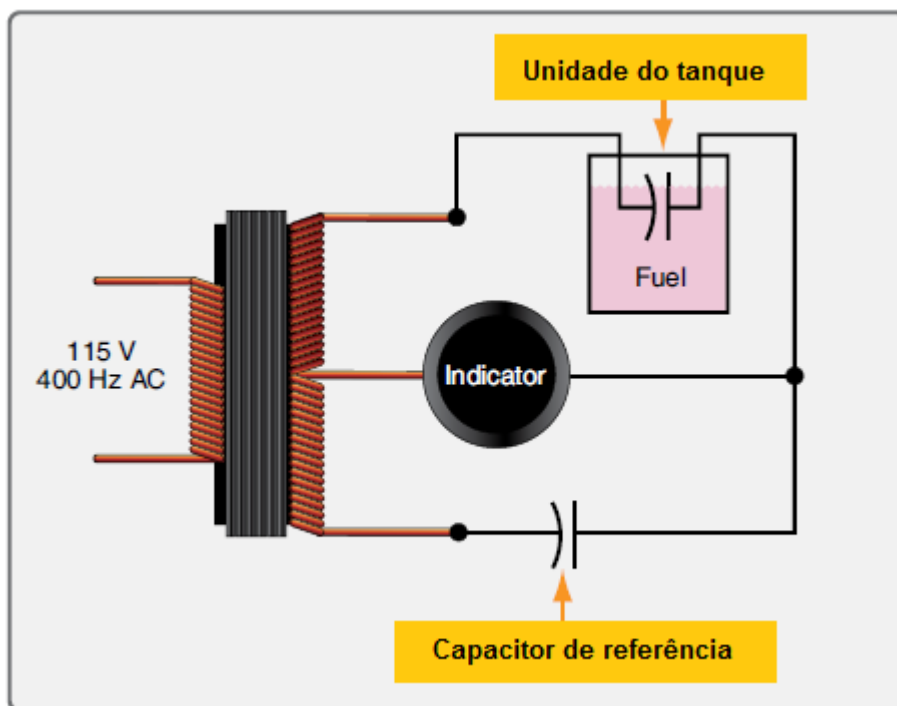


Fonte: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 4-71 Unidade de tanque

Quando o tanque está vazio, haverá somente ar entre as placas e, conseqüentemente, a capacitância será 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 4-72. O capacitor do tanque de combustível e um capacitor de referência fixo estão conectados em série, através de uma bobina transformadora secundária.



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

Figura 4-72 Circuito ponte de capacitância

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

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 voltímetro, 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 voltímetro 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 voltímetro. Ele amplifica o sinal de um desbalanceamento na unidade ponte.

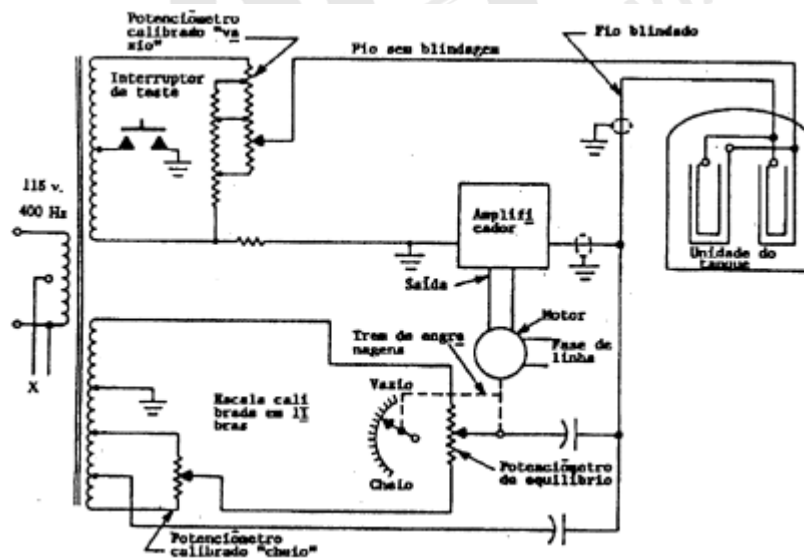
A saída do amplificador energiza uma bobina no motor indicador de duas fases. A outra bobina motor, chamada "Fase de Linha", está constantemente energizada pela mesma voltagem que é aplicada ao transformador no circuito ponte, mas sua fase está desalinhada  $90^\circ$  por um capacitor.

Como resultado, o motor indicador é sensível a 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 4-73.

O motor indicador move o braço do potenciômetro na direção necessária para manter equilíbrio contínuo na ponte. O circuito mostrado na figura 4-73 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.



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

Figura 4-73 Circuito de ponte de equilíbrio próprio

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.

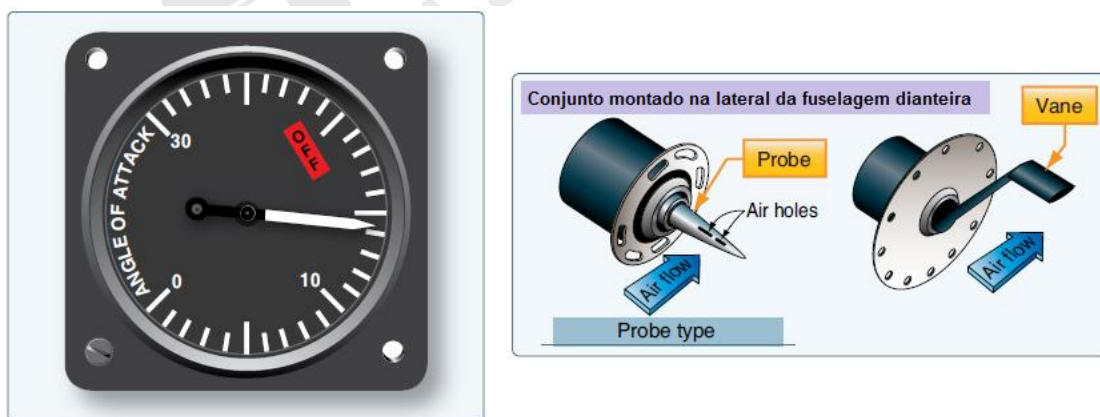
## 5.8 SISTEMAS DE INDICAÇÃO DO ÂNGULO DE ATAQUE

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 4-74) 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 aproximado de um ângulo de ataque crítico.

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

O sistema indicador de ângulo de ataque consiste de um detector (transmissor) da direção de corrente de ar (figura 4-74B) e um indicador localizado no painel de instrumentos.



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

Figura 4-74 Sistema de indicação do ângulo de ataque

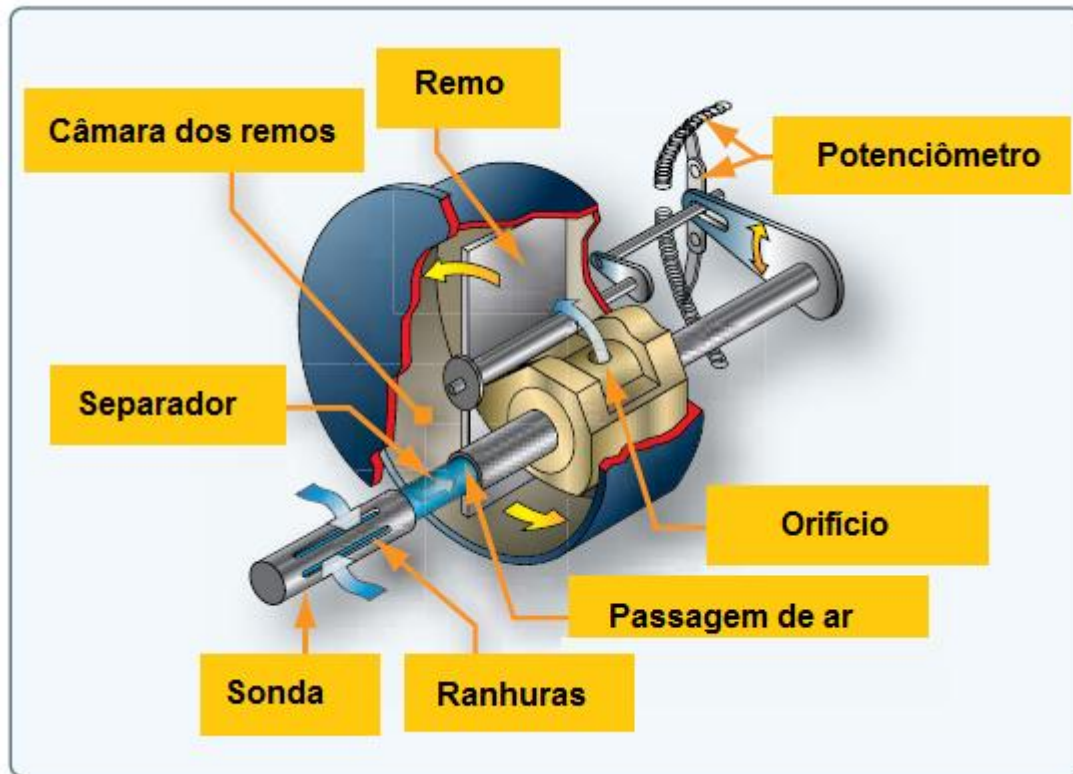
O detector de direção de corrente de ar contém um elemento sensível que mede a direção local da corrente de ar, relativo ao ângulo do ataque verdadeiro, detectando a diferença angular entre o fluxo de ar local e um ponto de referência na fuselagem do avião. O elemento sensível opera em conjunção com 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 4-75).



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

Figura 4-75 Detector da direção do fluxo de ar

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. 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 auto ajustável. 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.

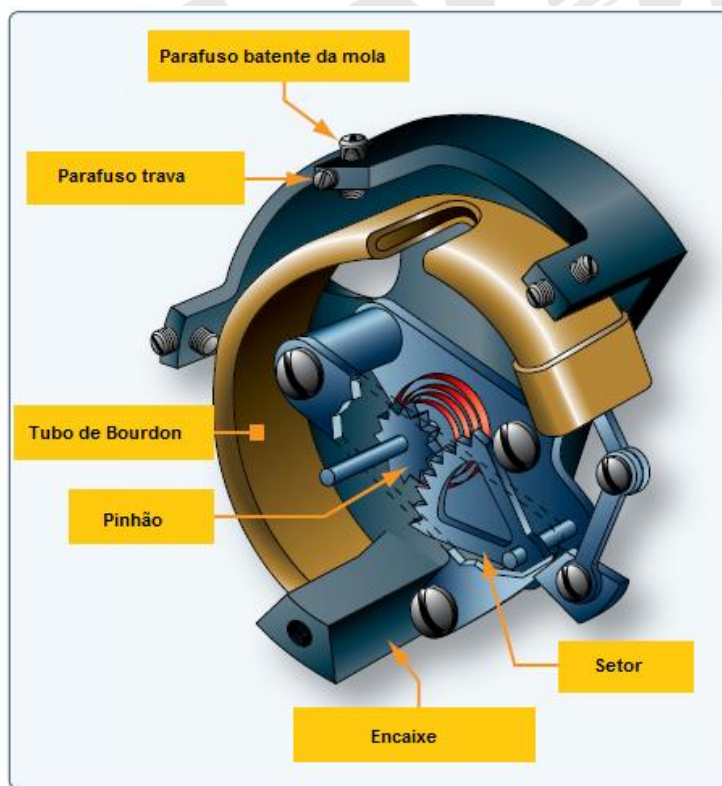
Fluxos de corrente através de um relé sensível polarizado rodam um servo motor no indicador.

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.

#### 4.13 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: FAA-H-8083-31-AMT-Airframe-Vol-2

Figura 4-76 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 4-77.

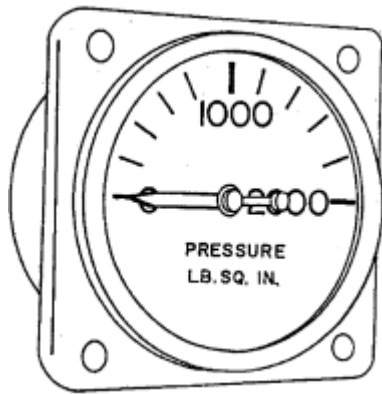
O estojo desse instrumento contém um tubo Bourdon e um mecanismo de coroa e pinhão, através do qual os movimentos de deformação do tubo Bourdon são amplificados e transferidos para o ponteiro.

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.



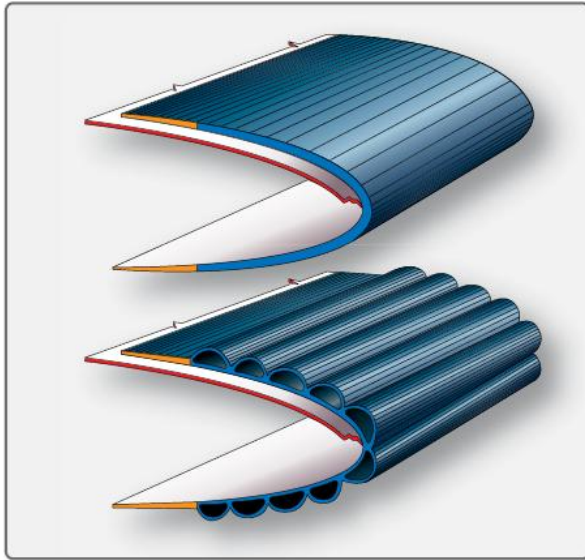
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 4-77 Indicador de pressão hidráulica

#### 4.14 INDICADORES DE PRESSÃO DO SISTEMA DE DEGELAMENTO

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.



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

Figura 4-78

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 4-79.

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.



Fonte: [www.gardneraviation.com](http://www.gardneraviation.com)

Figura 4-79 Indicação da pressão do degelador.

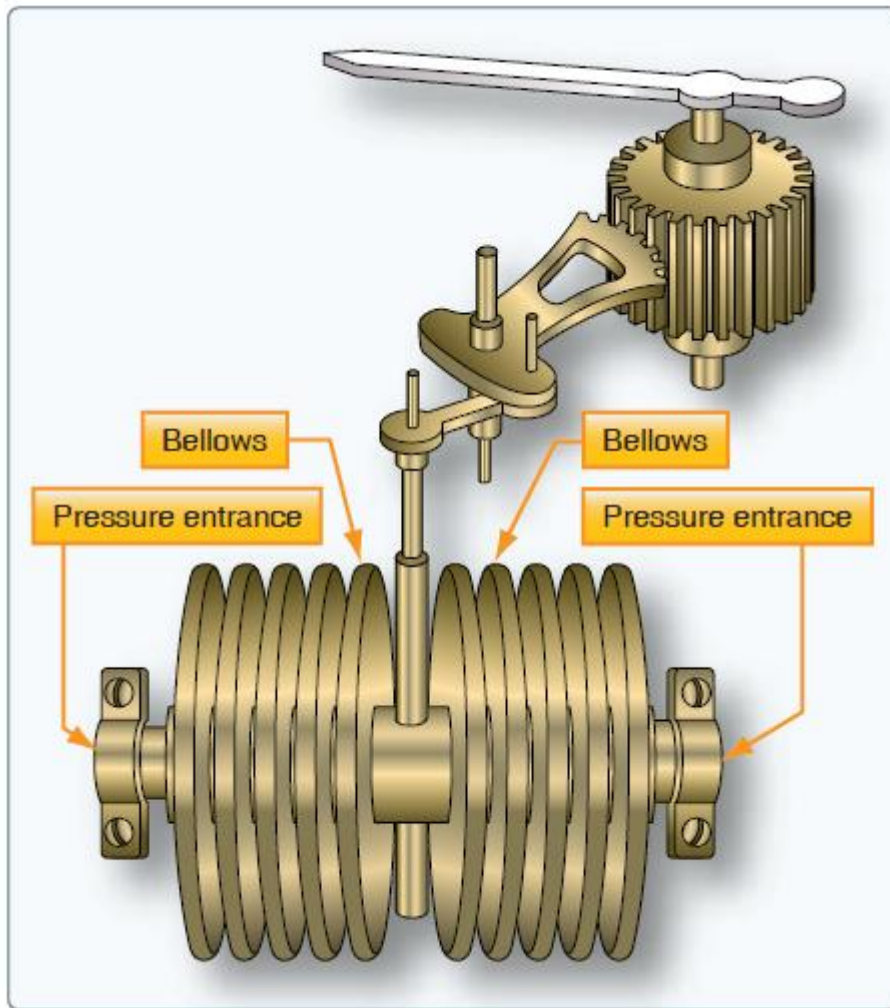
A pressão do sistema de degelo entra no tubo Bourdon através de uma conexão na parte posterior do instrumento. Um instrumento de pressão é tipicamente calibrado de 0 PSI até o máximo de 20 PSI, com a escala marcada em graduações de 2 PSI, conforme indica a figura 4-79.

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 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 ou através de outro diafragma. (Figura 4-80).



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

Figura 4-80 Indicador de pressão tipo diafragma.

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 as pressões em cada um dos diafragmas.

#### 4.15 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.



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

Figura 4-81

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.



## 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.

