



Mecânico de Manutenção Aeronáutica

AVIÔNICOS I

INSTRUMENTOS E SISTEMAS ELÉTRICOS

1ª Edição
23 de Outubro de 2002

INSTITUTO DE AVIAÇÃO CIVIL
DIVISÃO DE INSTRUÇÃO PROFISSIONAL

PREFÁCIO

Este volume, Instrumentos e Sistemas Elétricos, contendo as matérias necessárias ao desenvolvimento da instrução referente a uma parte da habilitação Aviônicos, tem por finalidade padronizar a instrução em todos os cursos de formação de mecânicos de manutenção aeronáutica.

Este volume tem como complemento obrigatório, o conteúdo dos volumes Eletrônica e Matérias Básicas.

Os assuntos técnicos estão aqui apresentados sob um ponto de vista generalizado e, de maneira nenhuma, devem substituir as informações e regulamentos oficiais fornecidos pelos fabricantes das aeronaves e autoridades aeronáuticas.

É proibida a reprodução total ou parcial deste volume sem a autorização do IAC (DIP).

É de nosso interesse receber críticas e sugestões às deficiências encontradas para as devidas alterações em uma próxima revisão.

A correspondência relativa a esse livro deverá ser endereçada a:

Instituto de Aviação Civil

Divisão de Instrução Profissional

Avenida Almirante Silvio de Noronha, 369, edifício anexo,

Rio de Janeiro - RJ - Brasil

CEP 20021-010

Ou enviada ao e-mail: dacg302@uninet.com.br

INSTRUMENTOS E SISTEMAS ELÉTRICOS

SUMÁRIO

CAPÍTULO 1 - GENERALIDADES SOBRE INSTRUMENTOS

Classificação dos instrumentos	1-1
Características de construção dos instrumentos	1-2
Remoção e instalação dos instrumentos	1-4
Cuidados com os instrumentos	1-5
Inspeções	1-6
Apresentação de painéis de instrumentos	1-8
Bandeirante	1-8
Brasília	1-10
Xingu	1-12
Tucano	1-14
Diversos	1-16

CAPÍTULO 2 - INSTRUMENTOS DE VÔO

Sistema anemométrico	2-1
Velocímetro	2-3
Altímetro	2-11
Indicador de razão de subida	2-23
Instrumentos giroscópicos	2-24
Giro direcional	2-31
Indicador de atitude	2-32
Indicador de curva e derrapagem	2-40
Acelerômetro	2-47
Maquímetro	2-50

CAPÍTULO 3 - INSTRUMENTOS DE NAVEGAÇÃO

Bússola magnética	3-1
Sistema pictorial de navegação	3-5
Giro direcional	3-13
Princípios do VOR	3-15
Sistema de pouso por instrumentos	3-17
Indicador de curso (HSI)	3-20
Indicador rádio magnético (RMI)	3-23

CAPÍTULO 4 - INSTRUMENTOS DO MOTOR

Indicador de torque	4-1
Indicadores de temperatura	4-6
Indicadores de temperatura bimetálicos	4-10
Indicação de temperatura dos gases da turbina	4-11
Indicador de temperatura interturbinas	4-13
Indicadores de pressão	4-20
Indicadores da pressão de admissão	4-21
Indicadores de pressão do tipo síncrono	4-22
Indicadores de pressão de óleo	4-26
Sistemas de medir fluxo de combustível	4-28
Indicadores de rotação (tacômetros)	4-30
Sincroscópio	4-35

CAPÍTULO 5 - INSTRUMENTOS DIVERSOS

Voltamperímetro	5-1
Amperímetro	5-3
Voltímetro	5-4
Relógio	5-10
Medidor de fadiga	5-10
Indicador de temperatura do ar externo	5-14
Indicadores de quantidade de combustível	5-15
Sistema de indicação do ângulo de ataque	5-19
Indicadores de pressão hidráulica	5-20
Indicadores de pressão do sistema de degelo	5-20
Indicadores de sucção	5-22

CAPÍTULO 6 - MATERIAIS ELÉTRICOS

Fios e cabos condutores	6-1
Bitola de fio	6-1
Identificação de condutores	6-6
Isolamento do condutor	6-10
Instalação de fiação elétrica	6-10
Encaminhamento da fiação elétrica	6-16
Conectores	6-19
Conduítes	6-21
Manutenção de cablagens	6-23
Estampagem de terminais	6-24
Emendas de emergência	6-26
Prensagem de pinos de contato	6-26
Normas de segurança para manutenção elétrica	6-28
Decapagem de condutores	6-30

Estanhagem de condutores.....	6-31
Soldagem de condutores.....	6-33
Metalização.....	6-35
Áreas sujeitas à explosão ou fogo.....	6-37
Proteções contra os efeitos de raios.....	6-38
Cuidados na instalação de equipamento elétrico.....	6-46
Dispositivos de proteção de circuitos.....	6-47
Disjuntores de controle remoto (RCCB).....	6-48
Sistema de iluminação de aeronaves.....	6-52
Inspeção e manutenção dos sistemas de iluminação.....	6-57
Baterias.....	6-60
Baterias chumbo-ácido.....	6-61
Baterias alcalinas.....	6-64
Baterias de níquel-cádmio.....	6-64
Baterias prata-zinco.....	6-70
Símbolos gráficos para diagramas elétricos e eletrônicos.....	6-71

CAPÍTULO 7 - SISTEMAS ELÉTRICOS DE PARTIDA E DE IGNIÇÃO DOS MOTORES

Sistemas elétricos de partida.....	7-1
Sistemas de partida de motores convencionais.....	7-1
Sistema de partida usando motor de inércia combinado.....	7-4
Sistema de partida elétrico, de engrazamento direto, para grandes motores convencionais.....	7-4
Sistema de partida elétrico, de engrazamento direto, para pequenas aeronaves.....	7-7
Práticas de manutenção do sistema de partida.....	7-8
Partidas dos motores de turbina a gás.....	7-9
Sistema de partida arranque-gerador.....	7-12
Sistemas elétricos de ignição.....	7-16
Sistemas de ignição por bateria.....	7-16
Sistema de ignição por magneto.....	7-17
Unidades auxiliares de ignição.....	7-30
Velas de ignição.....	7-35
Inspeção e manutenção do sistema de ignição de motores alternativos.....	7-37
Dispositivos de regulagem do magneto de ignição.....	7-38
Sincronismo interna do magneto.....	7-42
Sincronismo do magneto de alta tensão com o motor.....	7-44
Inspeção e manutenção da vela.....	7-55
Inspeção do platinado.....	7-62
Analizador de motores.....	7-71
Sistema de ignição em motores a turbina.....	7-74
Inspeção e manutenção do sistema de ignição de motores a turbina.....	7-77

CAPÍTULO 8 - SISTEMAS ELÉTRICOS DE PROTEÇÃO CONTRA OS EFEITOS DA CHUVA E DO GELO E CONTRA FOGO

Proteção contra os efeitos da chuva	8-1
Proteção contra os efeitos do gelo	8-3
Aquecedores de drenos	8-7
Proteção contra fogo	8-8
Métodos de detecção	8-8
Sistemas de detecção de fogo	8-9
Sistema de aviso de superaquecimento	8-13
Tipos de fogo	8-14
Sistemas detectores de fumaça	8-14
Sistemas extintores de fogo de CO2 dos motores convencionais	8-16
Sistemas de proteção de fogo dos motores a turbina	8-18
Sistema típico de proteção de fogo de multimotores	8-20
Procedimentos de manutenção dos sistemas de detecção de fogo	8-24
Pesquisa de panes do sistema de detecção de fogo	8-26

CAPÍTULO 1

GENERALIDADES SOBRE INSTRUMENTOS

INTRODUÇÃO

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 vôos 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.

CLASSIFICAÇÃO DOS INSTRUMENTOS

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

A-Instrumentos de Vôo

Os instrumentos de vôo fornecem ao piloto as indicações necessárias para o controle do avião durante o vôo.

Este grupo é constituído dos seguintes instrumentos:

- velocímetro (*Air Speed Indicator – ASI*);
- altímetro (*Altimeter*);
- indicador de razão de subida e des-cida (*Vertical Speed Indicator – VSI*);
- indicador de atitude (*Attitude Indicator*);
- indicador de curva e derrapagem (*Turn and Slip Indicator/Rate-of-Climb Indicator*);
- acelerômetro (*Accelerometer*);
- machímetro (*Mach Number Indicator/Machmeter*).

B - Instrumentos de Navegação

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

- indicador de curso (*Horizontal Situation Indicator – HSI*);
- indicador radiomagnético (*Radio Magnetic Indicator – RMI*);
- giro direcional (*Directional Gyro*);
- bússola magnética (*Magnetic Compass*);
- 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 (*Temperature Indicator*);
- indicador de torque (*Torque Indicator*);
- indicador de temperatura do óleo (*Oil Temperature Indicator*);

- indicador de pressão de óleo (*Oil Pressure Indicator*);
- indicador de rotação (*Tachometer Indicator*).

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 vôo, 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.

CARACTERÍSTICAS DE CONSTRUÇÃO DOS INSTRUMENTOS

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

1. Temperatura

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

2. 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° 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.

3. 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.

4. 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.

5. Amortecimento

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

6. 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.

7. 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.

8. 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 3/4 da polegada e de 1 7/8 da polegada.

9. 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.

10. 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.

11. 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 acondicionadas 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.

12. Outras características:

Os instrumentos de bordo devem possuir ainda as seguintes características:

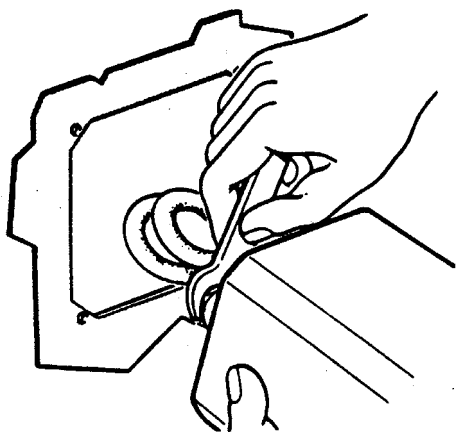
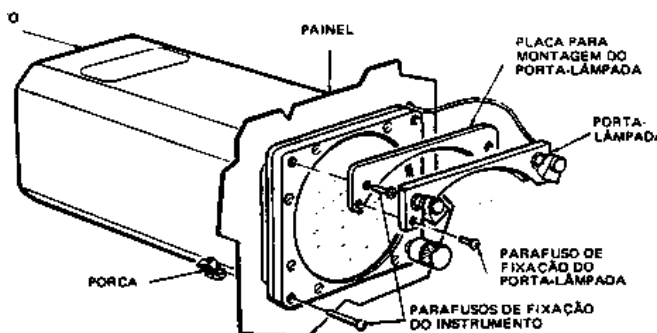
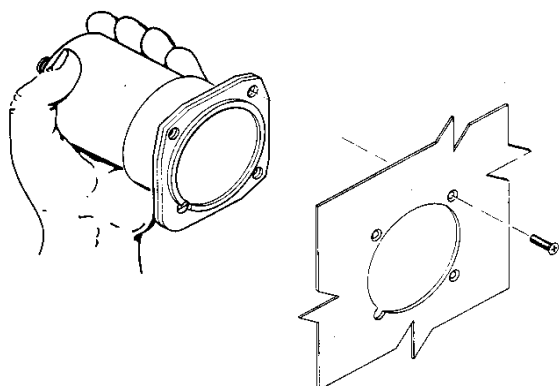
- precisão;
- segurança;
- durabilidade;
- leveza;
- fácil instalação;
- mínimo de manutenção;
- leitura simples.

REMOÇÃO E INSTALAÇÃO DOS INSTRUMENTOS

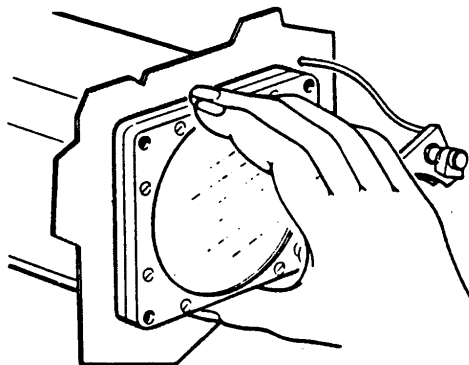
A.- Instrumentos com Flange

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

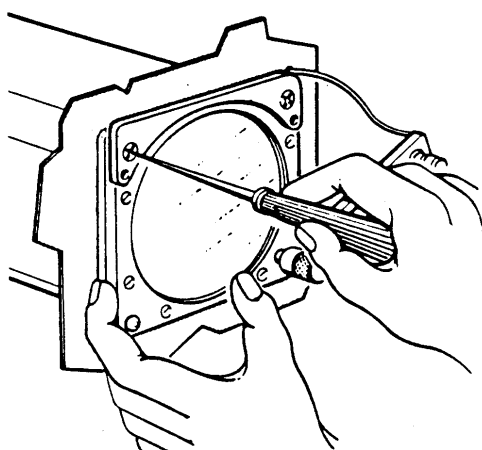
- 1 Desligam-se os conectores elétricos e as tubulações flexíveis;
- 2 Retiram-se os parafusos de fixação (em número de 3 ou 4, conforme o caso);
- 3 Remove-se o instrumento



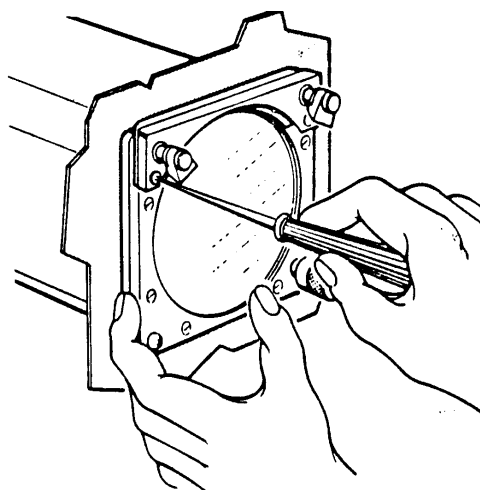
1 LIGUE O SUPRIMENTO ELÉTRICO AO INSTRUMENTO



2 COLOQUE CORRETAMENTE O INSTRUMENTO NA SUA SEDE



3 APERTE OS QUATRO PARAFUSOS DE FIXAÇÃO DO INSTRUMENTO



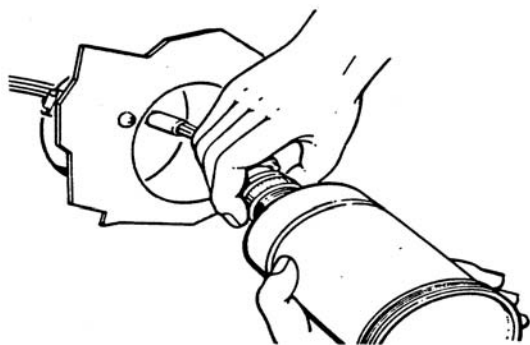
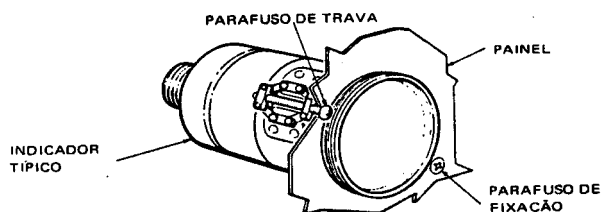
4 APERTE OS DOIS PARAFUSOS DE FIXAÇÃO DO PORTA-LÂMPADA

Figura 1-1 Instalação de instrumentos com flange

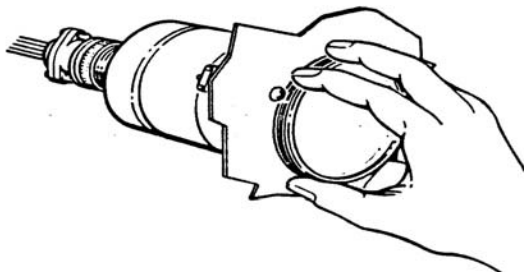
B - Instrumentos com Braçadeira

Para estes instrumentos, seguem-se os procedimentos da figura 1-2.

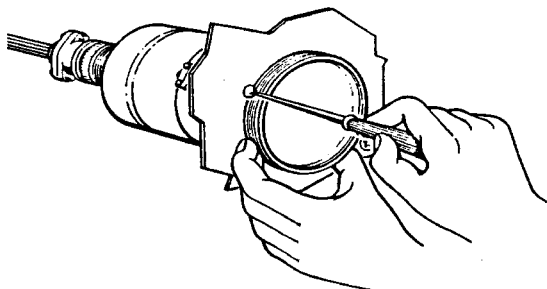
- 1 Afrouxa-se o parafuso de travamento da braçadeira situado, normalmente, no lado direito do instrumento;
- 2 Com uma das mãos, retira-se o instrumento pela frente e com a outra, solta-se o conector na traseira do mesmo.



1 LIGUE O SUPRIMENTO ELÉTRICO AO INSTRUMENTO



2 AJUSTE CORRETAMENTE O INSTRUMENTO NO SEU ALOJAMENTO



3 APERTE ALTERNADAMENTE O PARAFUSO DE TRAVA E O DE FIXAÇÃO

Figura 1-2 Instalação dos instrumentos montados com braçadeira

CUIDADOS COM OS INSTRUMENTOS

As exigências surgidas a respeito de segurança e a utilidade dos vôos 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 equilibragens 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.

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 Vôo

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 um certo número de horas de vôo 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;

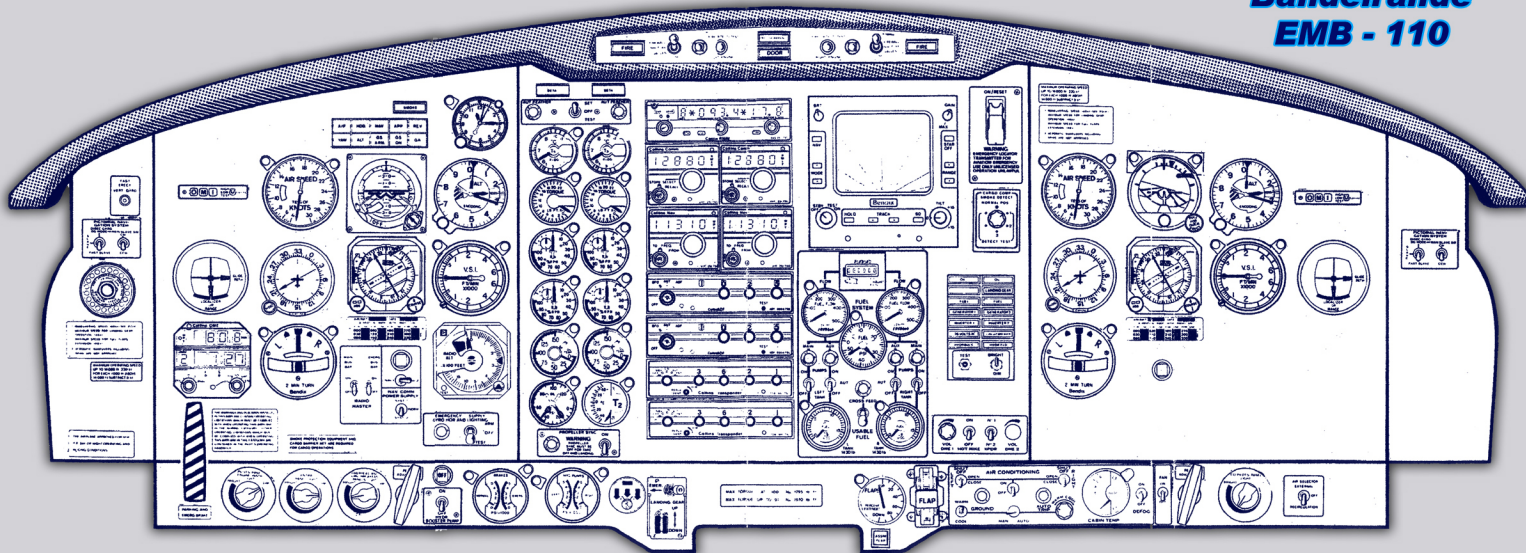
- nunca troque a localização de um instrumento ou uma de suas unidades de funcionamento sem a competente autorização;

- 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;

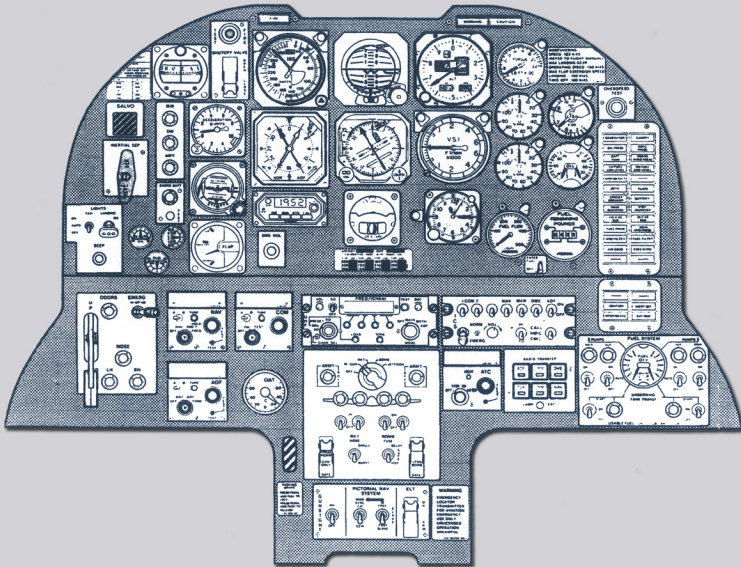
- em algumas instalações torna-se necessário retirar outros instrumentos para se ter acesso ao que está com defeito.

Bandeirante EMB - 110

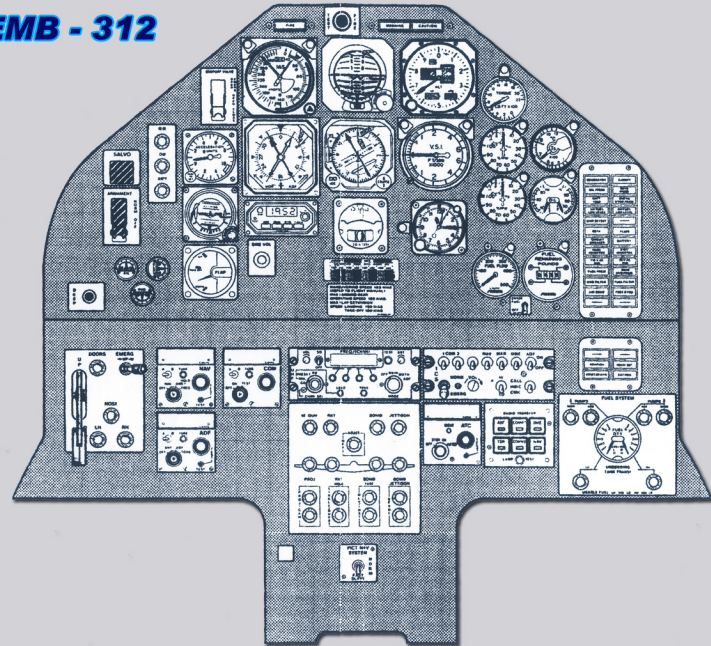


PAINEL PRINCIPAL DO EMB 110 "BANDEIRANTE"

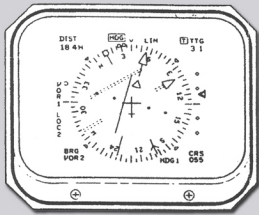
TUCANO EMB - 312



Painel Dianteiro



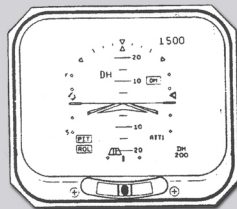
Painel Traseiro



Q6



Q7



Q1



Q2



Q4



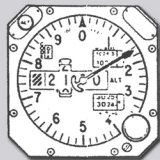
Q3



Q5



Q12



Q13



Q14



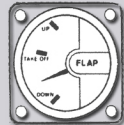
Q8



Q9



Q10



Q11



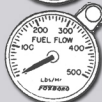
Q18



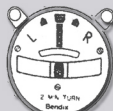
Q19



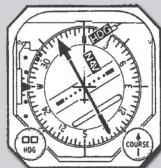
Q24



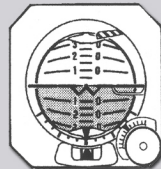
Q25



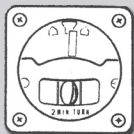
Q15



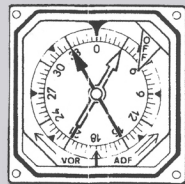
Q16



Q17



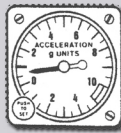
Q22



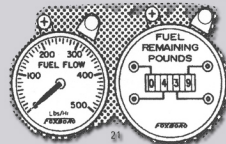
Q3



Q20



Q21



Q21

CAPÍTULO 2

INSTRUMENTOS DE VÔO

SISTEMA ANEMOMÉTRICO

Três dos mais importantes instrumentos de vôo 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

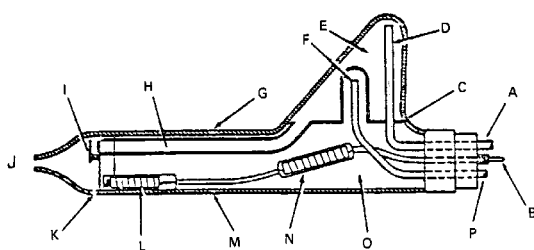


Figura 2-1 Tubo de pitot em corte

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 2-2 ilustra os três instrumentos básicos alimentados com pressão fornecida pelo tubo pitot com tomada estática acoplada.

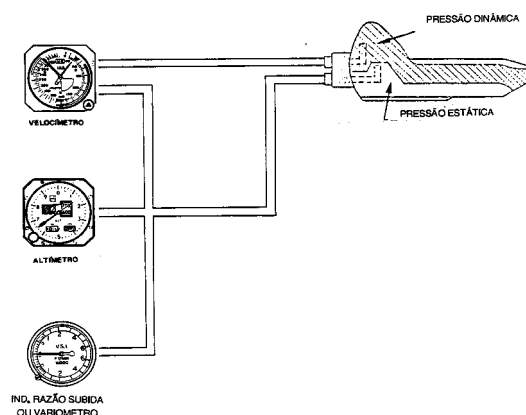


Figura 2-2 Tubo de pitot com tomada estática acoplada.

B - Tubo pitot com tomada estática separada.

O arranjo do sistema anemométrico pode ser feito também como mostrado na figura 2-3.

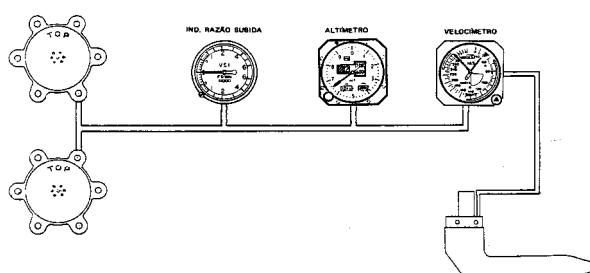


Figura 2-3 Tubo de Pitot com tomada estática separada.

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

a) 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);

b) Menor possibilidade de formação de gelo.

Operação do Sistema Anemométrico

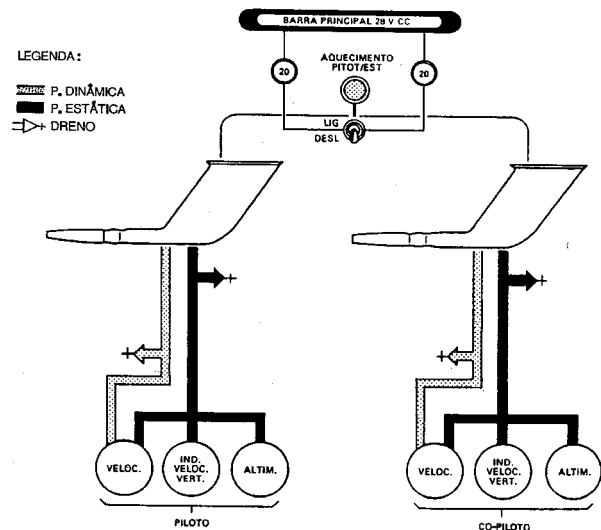


Figura 2-4 Sistema anemométrico com tomada estática acoplada.

A figura 2-4 mostra a aplicação prática do tubo pitot acoplado com tomada estática (EMB-111) e a figura 2-5 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^2 , 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 a 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.

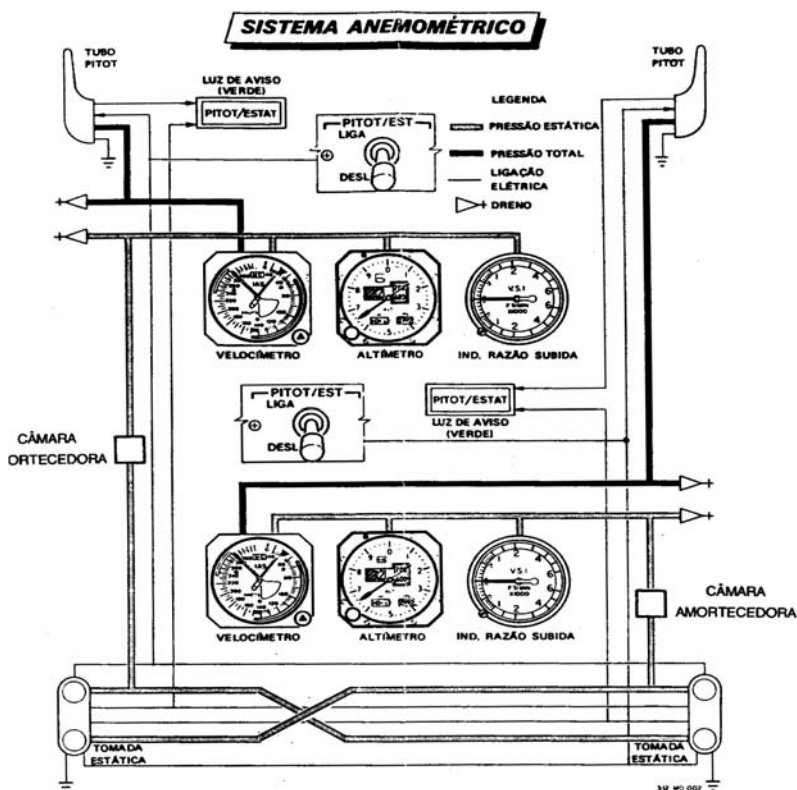


Figura 2-5 Sistema anemométrico com tomadas estáticas separadas

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 vôo, ele deverá ser protegido com uma capa de lona que deverá cobrir todas as aberturas do tubo.

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 vôo 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 vôo horizontal ao nível do mar, seja de 60km/h.

Este avião, qualquer que seja a altitude, poderá manter o vôo 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 vôos 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 vôo.

–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 vôo 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 vôo.

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 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 empregado em aeronaves.

Velocímetro do Tipo Manômetro Diferencial

A figura 2-6 é uma vista esquemática do velocímetro de manômetro diferencial.

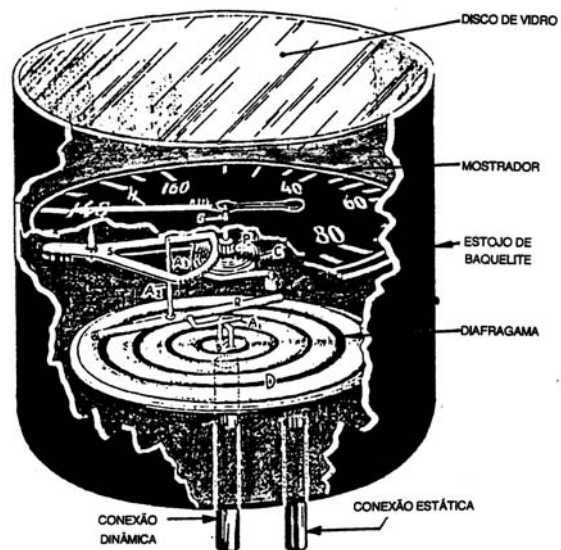


Figura 2-6 Vista interior do velocímetro Kollsman.

Neste indicador encontra-se um estojo de baquelite, tendo na parte posterior duas conexões, sendo uma para a pressão dinâmica e que se estende até o interior do aneróide, 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;

- B – suporte da alavanca A₁, fixo ao diafragma D;
- A₁ – alavanca do eixo balanceiro R;
- R – eixo balanceiro;
- A₂ – haste de transmissão, fixa ao eixo balanceiro, que serve de ponte entre este eixo e a haste A₃, do setor denteado S;
- A₃ – haste do setor denteado S;
- S – setor denteado, que engraza com o pinhão P;
- P – pinhão do eixo do ponteiro;
- H – ponteiro e mostrador com escala graduada em unidade de velocidade;
- C – 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, como conserva a alavanca A₃, constantemente de encontro à haste A₂. Uma extremidade desta mola é presa ao pinhão P e a outra, a qualquer parte do suporte do mecanismo.

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 Pitot-estático e transmitidas ao indicador, pelas tubulações. Este instrumento nada mais é, em última análise, que um manômetro metálico, diferencial.

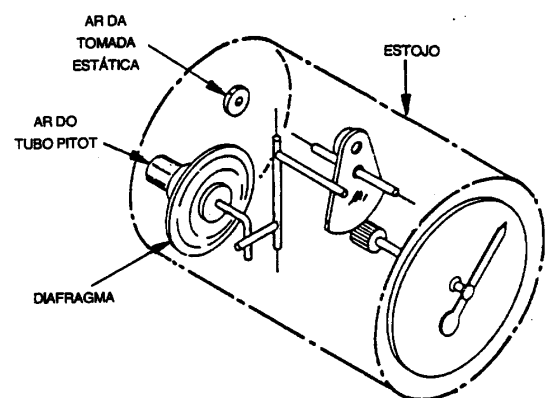


Figura 2-7 Funcionamento do Velocímetro

Compare a descrição do texto seguinte com a vista interna do velocímetro Kollsman ilustrado na figura 2-7.

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

Quando a velocidade do avião aumenta, há uma majoração da pressão dinâmica; a cápsula aneróide dilata-se empurrando o suporte B do encontro à alavanca A_1 , comandando assim o eixo balanceiro R. Este eixo, auxiliado pelas hastes A_2 e A_3 , comanda o setor denteado 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 vôo, 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 2-8, 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

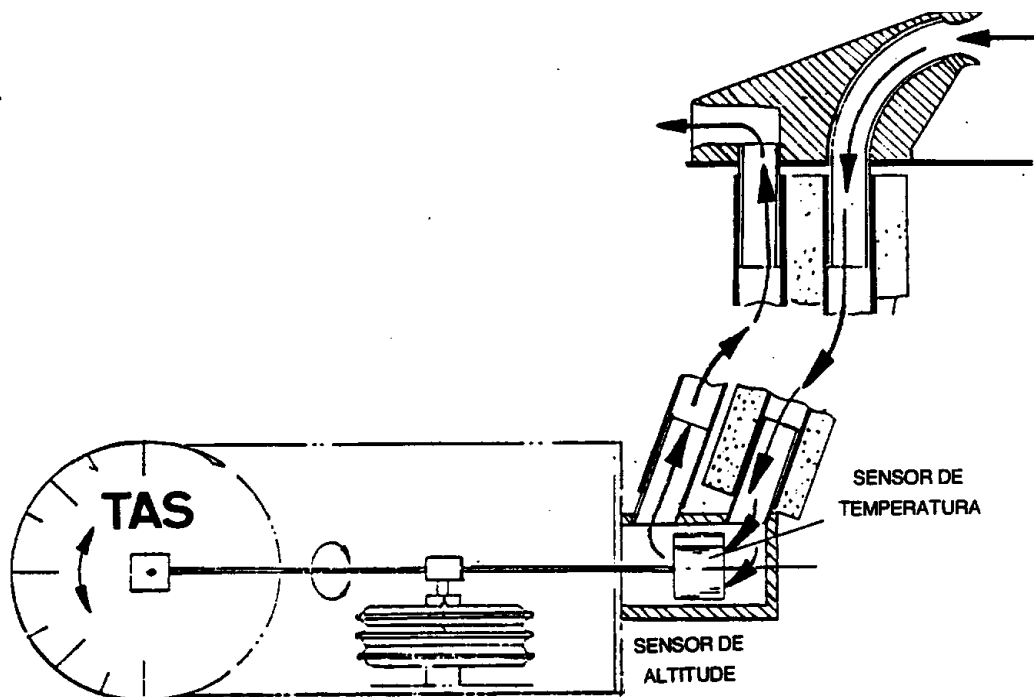


Figura 2-8 Indicação da velocidade verdadeira.

O movimento do mecanismo altimétrico é afetado (contrariado ou favorecido) pela ação de uma mola bimetálica 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.

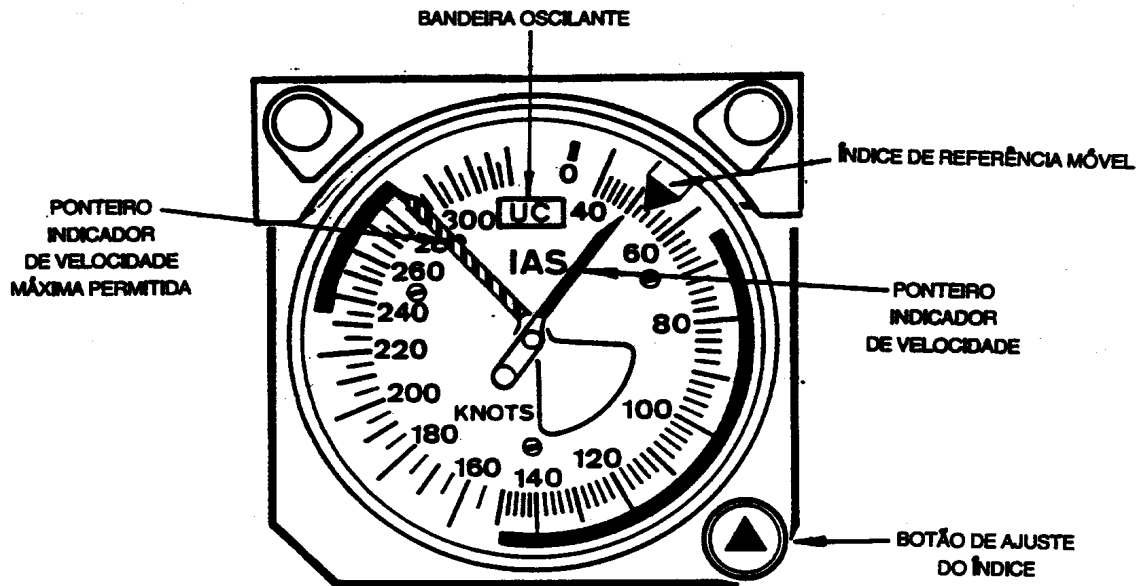


Figura 2-9 Velocímetro do EMB-312.

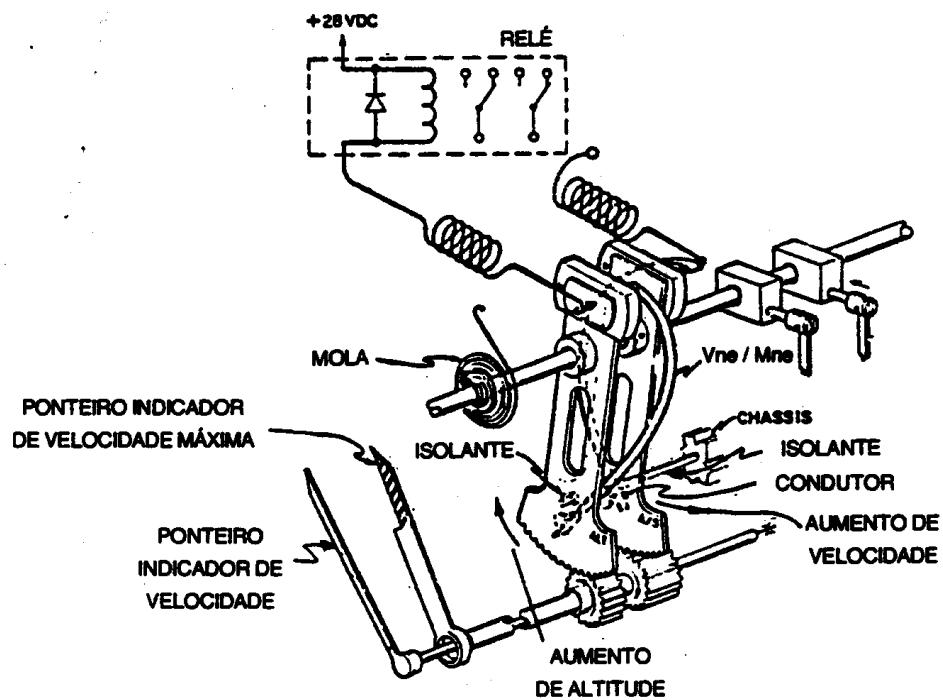


Figura 2-10 Interruptor de Alarme

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 2-10, fornece um

sinal elétrico que provoca um alarme de sobrevelocidade 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.

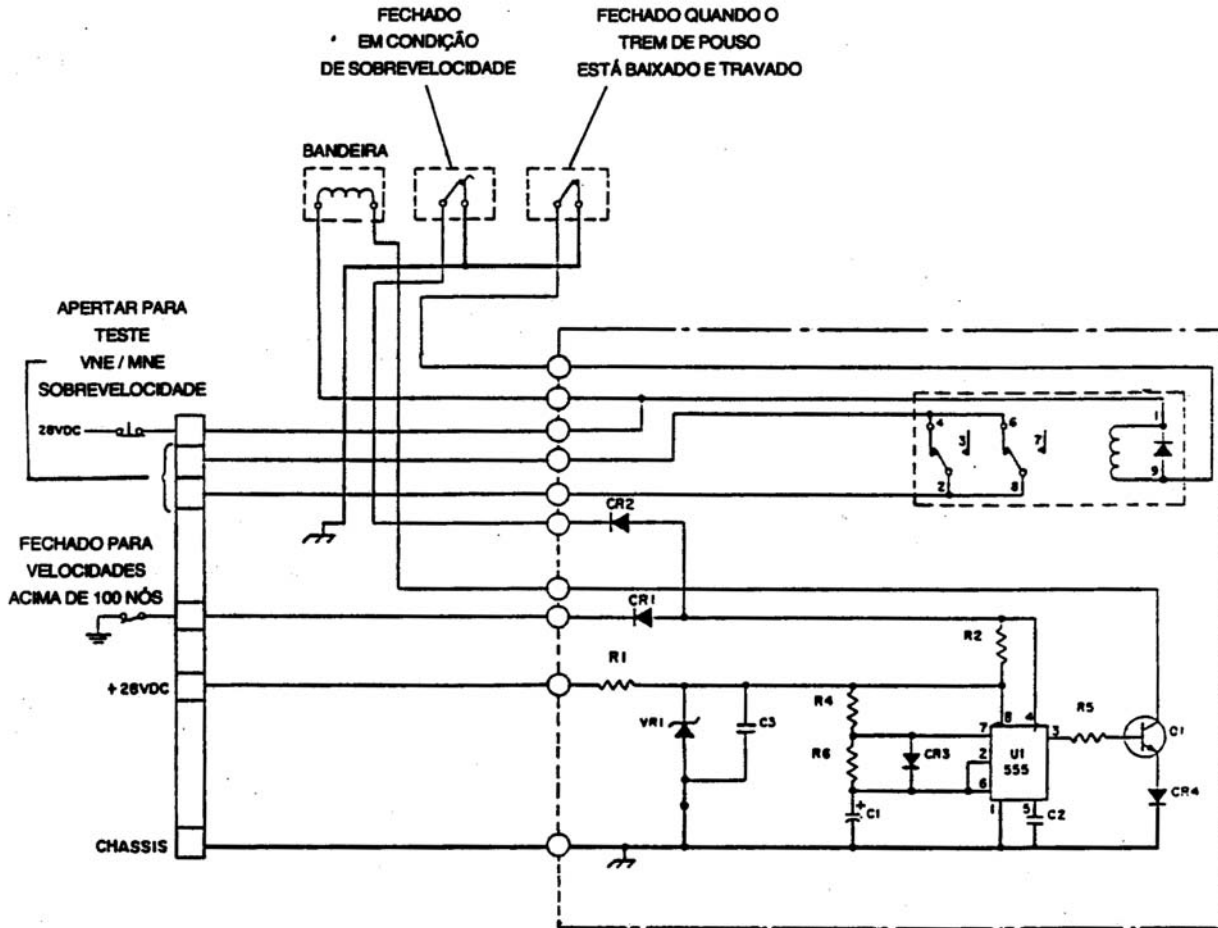


Figura 2-11 Circuito de alarme de sobrevelocidade

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 microcontatores do trem de pouso e a uma bandeira oscilante com a inscrição U/C (do inglês *under carriage*) 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 2-12. O

ponteiro de velocidade máxima (VNE) é função de altitude. Analise o gráfico da figura 2-13

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

Figura 2-12 Tabela de tolerâncias

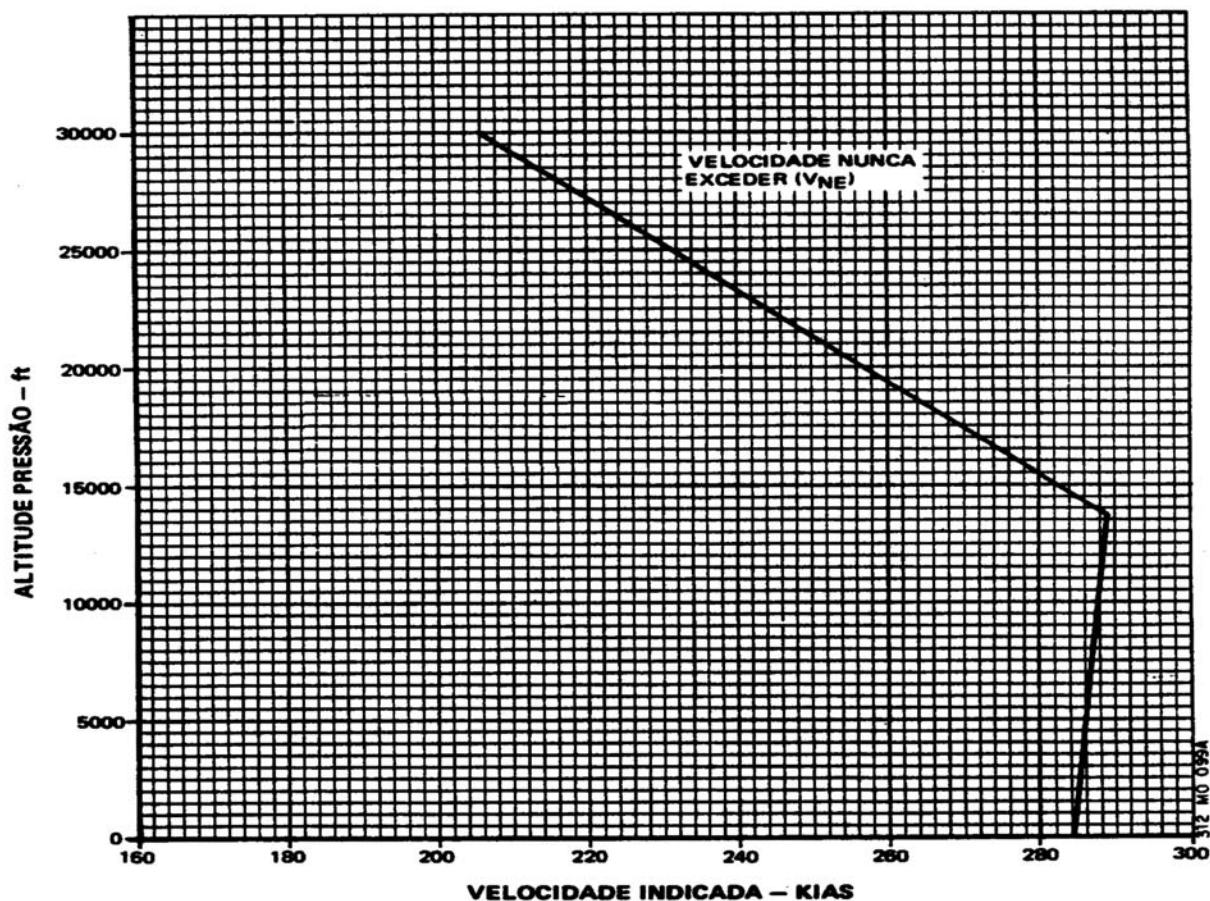


Figura 2-13 Gráfico de velocidade indicada x altitude pressão

Fazendo-se a leitura do gráfico da figura 2-13 obtém-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

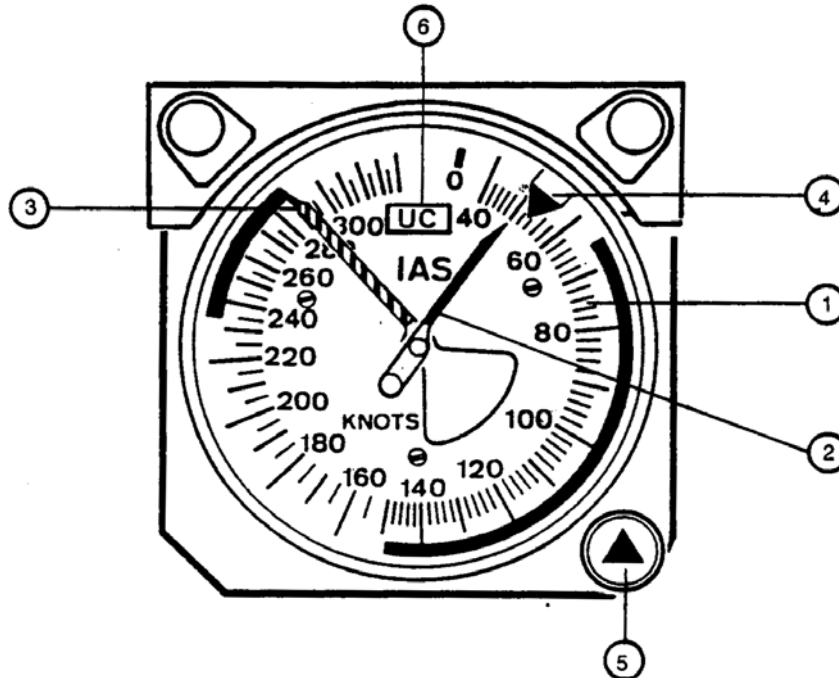
15000	282.4
16000	276.9
17000	271.6
18000	266.3
19000	261.0
20000	255.8
21000	250.7
22000	245.6
23000	240.5
24000	235.6
25000	230.7
26000	225.8
27000	221.0
28000	216.2
29000	211.5

Figura 2-14 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 usados 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.

Figura 2-15 Velocímetro do EMB 312

ALTÍMETRO

Generalidades

1. 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.

2. 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.

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.

3. Definição de Pressão

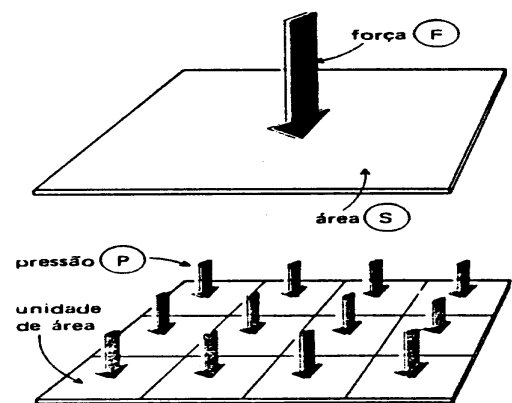


Figura 2-16 Definição de pressão

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 2-16.

4. 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.

5. 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 1cm^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 torricelli (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).

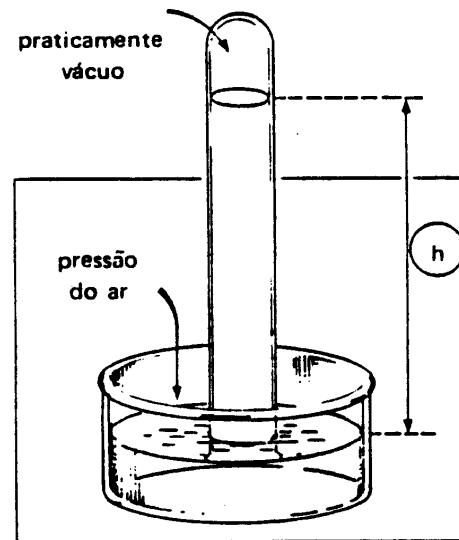


Figura 2-17 Experiência de Torricelli.

Em resumo:

6. 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 $1,033 \text{ kgf / cm}^2$. A 7.600 metros, por exemplo, este peso é de apenas $0,14 \text{ kgf/cm}^2$. 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.

7. 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.

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.

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.

8. 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 referencial.

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.

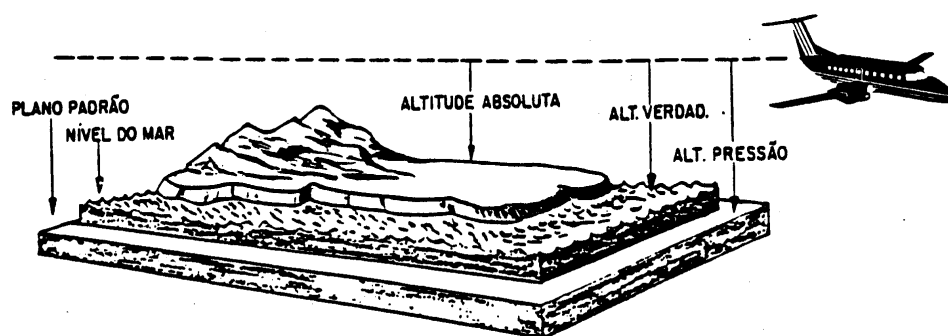


Figura 2-18 Definições de altitude

9. Correções do Altimetro

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

A figura 2-19 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 2-20 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 vôo, ao voarem em direção a uma área mais fria ou em direção a uma área de baixa pressão.

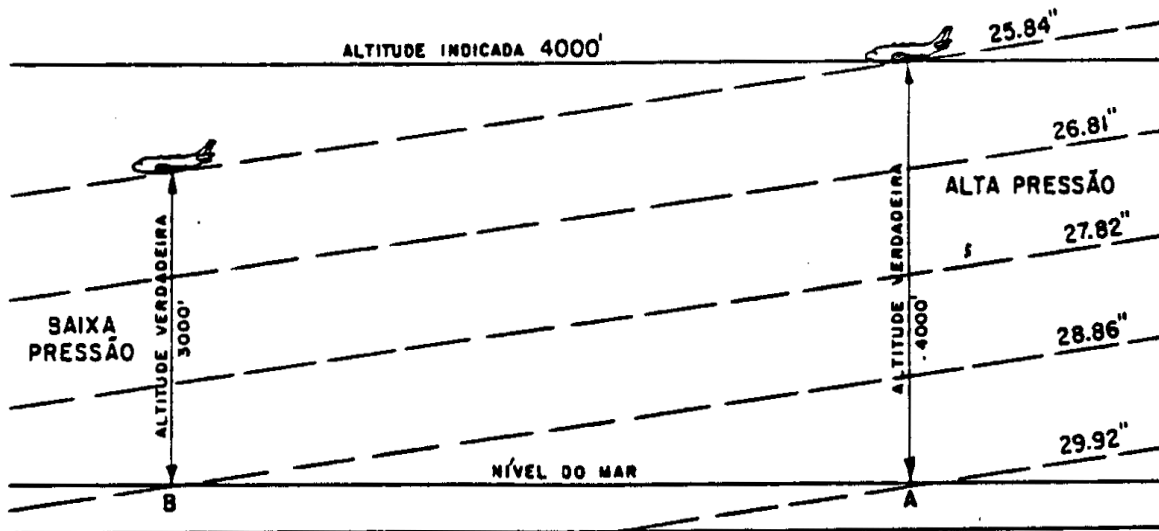


Figura 2-19 Correção do altímetro devido à variação de temperatura

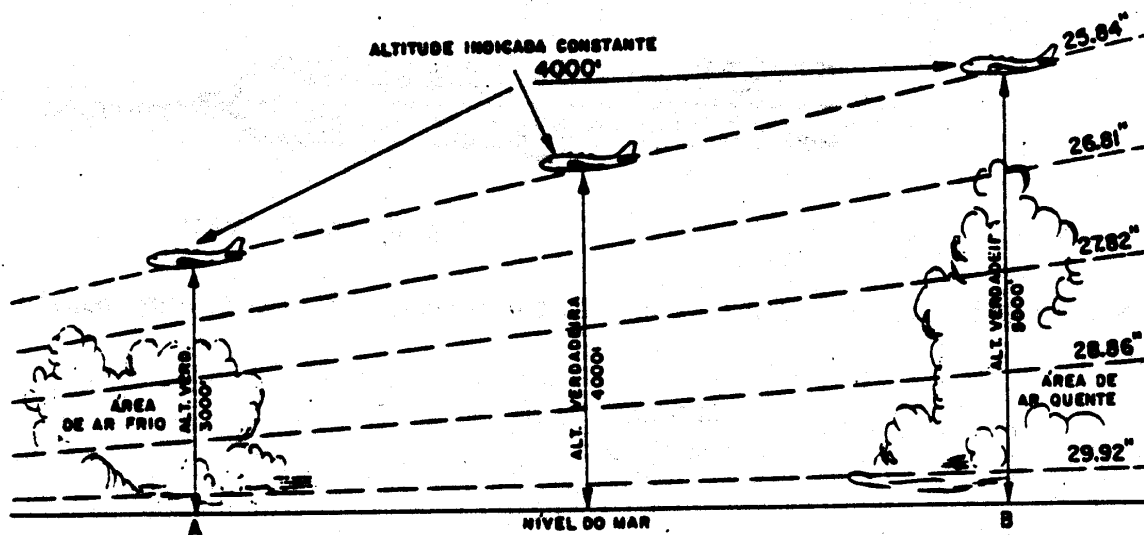


Figura 2-20 Correção do altímetro devido à variação de pressão

10. 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 2-21 mostra uma cápsula ou diafragma vista em corte transversal; pode-se notar o corrugamento, a entrada da pressão e a solda das bordas.

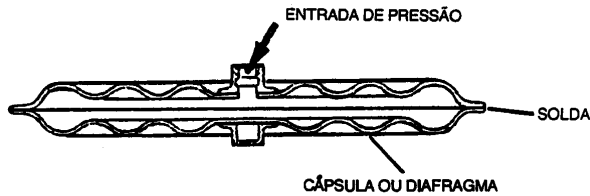


Figura 2-21 Cápsula ou diafragma em corte

A figura 2-22 mostra um conjunto de cápsulas sanfonadas que possibilitam maior sensibilidade e melhor indicação.

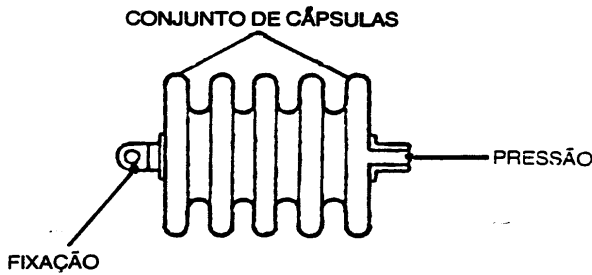


Figura 2-22 Cápsula sanfonada

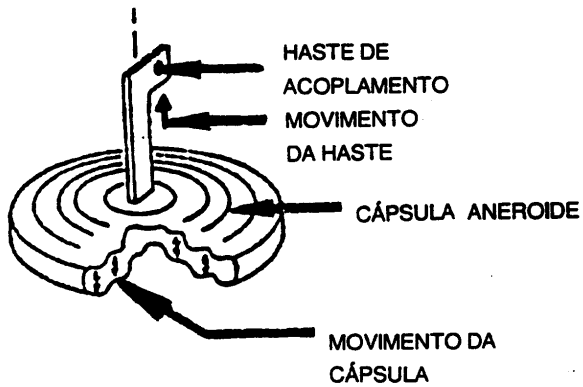


Figura 2-23 Cápsula aneróide

A figura 2-23 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 2-24.

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 vôo local mais fácil para o piloto, mas era inútil para o vôo, através do país, porque a pressão barométrica do destino raramente é a mesma do ponto da decolagem.

Assim que as comunicações de rádio, em vôo, 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.

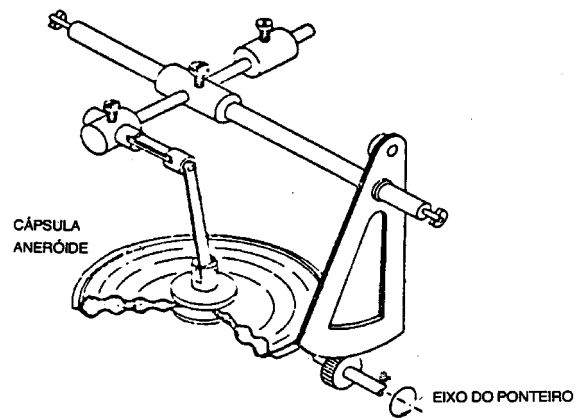


Figura 2-24 Altímetro padrão

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 cápsulas 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 cápsula aneróide tem tornado possível o uso de ponteiros múltiplos e escalas uniformes. Um ponteiro faz uma volta completa para 1.000 pés

outro, uma volta a cada 10.000 pés e um ponteiro curto ou marcador fará uma trajetória completa para 10.000 pés, se o instrumento atingir esta altitude.

Os altímetros usados em aviões modernos, geralmente têm alcances de 20.000, 35.000, 50.000 e 80.000 pés.

A figura 2-25 ilustra uma das formas mais primitivas de altímetros sensitivos com três ponteiros.

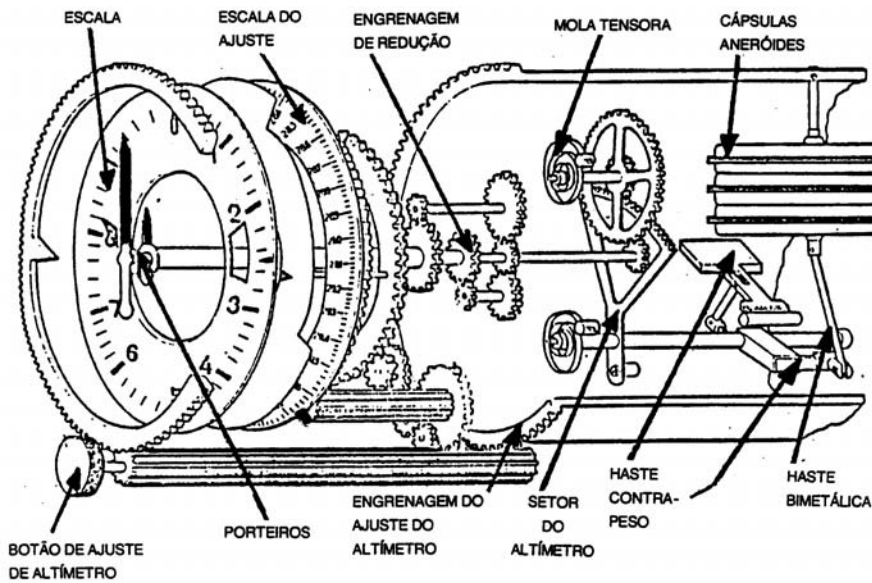


Figura 2-25 Vista interna do altímetro primitivo de três ponteiros

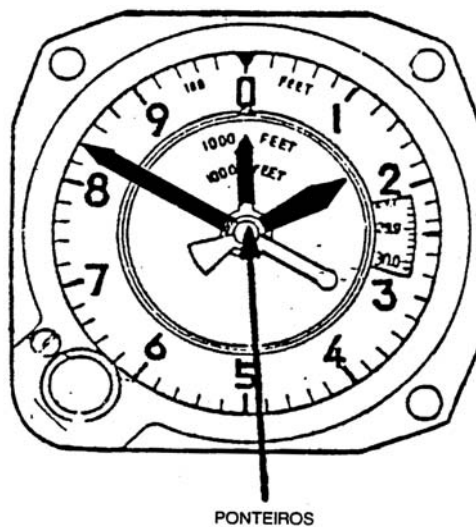


Figura 2-26 Altímetro primitivo de três ponteiros

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 2-27. A figura 2-28 é um diagrama esquemático do funcionamento deste altímetro.

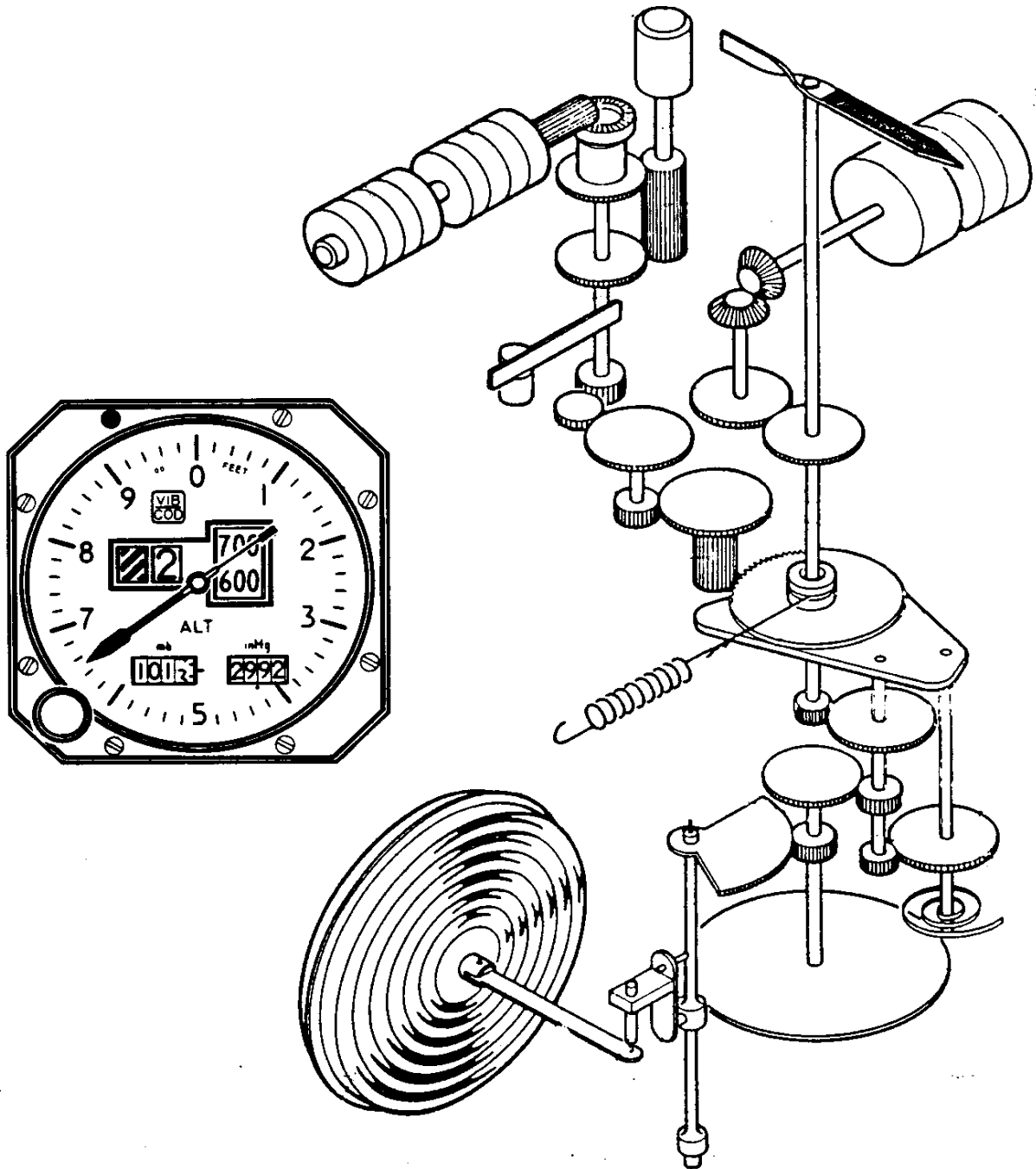


Figura 2-27 Funcionamento de um modelo mais recente de altímetro

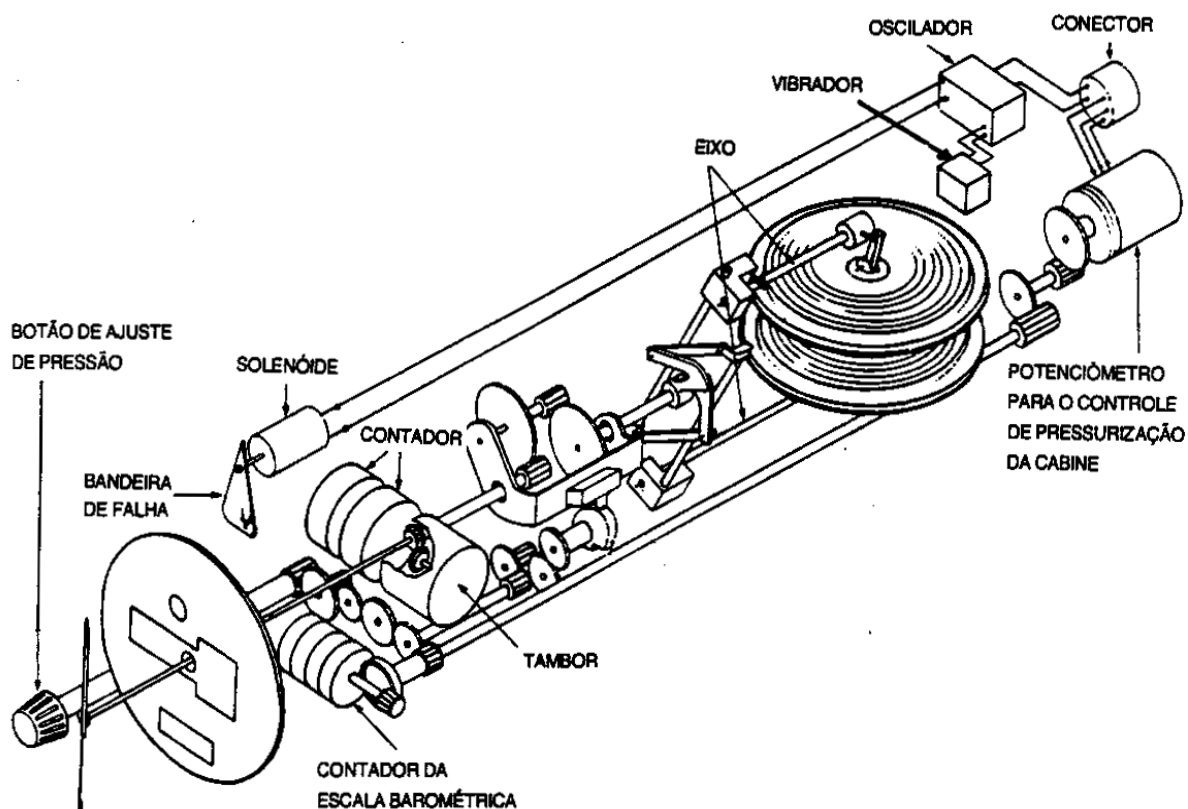


Figura 2-28 Diagrama esquemático de funcionamento do altímetro

As duas cápsulas 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 aneróides empilhadas, para acionar os ponteiros.

Se, por exemplo, as cápsulas aneróides 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 freqüentemente 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 solenóide 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

Tabela 2-29 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 aneróide pode induzir a erros nas indicações do altímetro, dos quais o mais importante é conhecido como erro de Hesteresis, 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 aneróide, de reagirem prontamente às rápidas variações de pressão que se fazem sentir sobre os contornos do aneróide

AJUSTE DO ALTÍMETRO

1. 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.

2. 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.

3. Elevação Calculada do Campo ou Altitude

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

4. 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.

5. 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.

6. 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 vôo, 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.

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. 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 ± 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 2-30.

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.

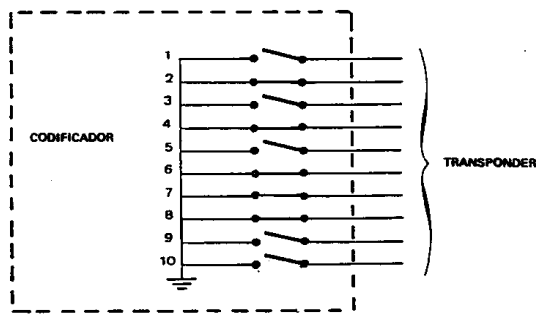


Figura 2-30 Condição do codificador a 10.000 pés.

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 primário 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

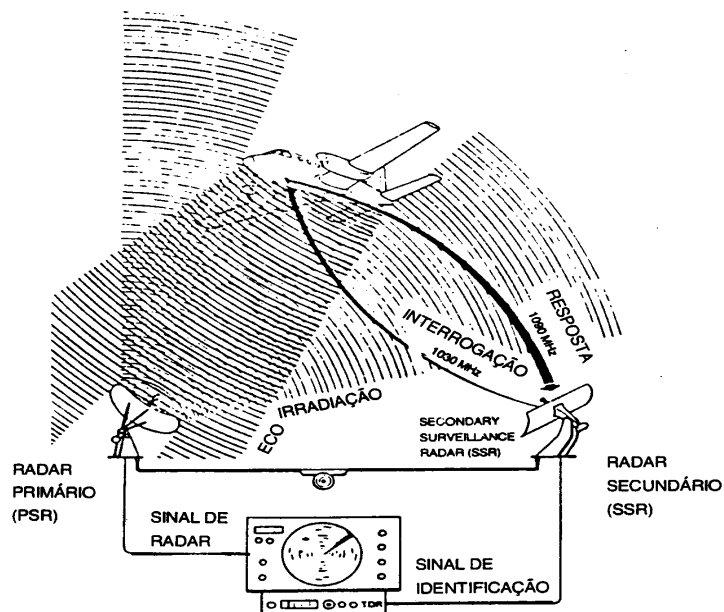


Figura 2-31 Esquema de operação do transponder

. 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.

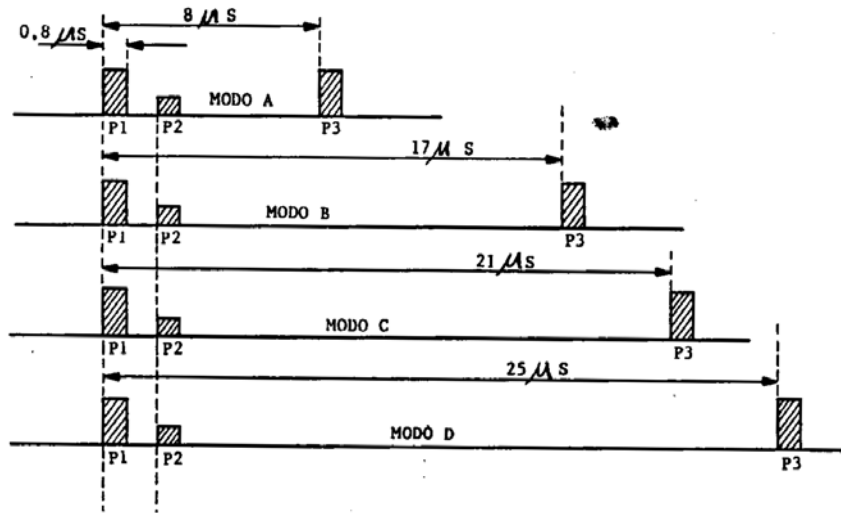


Figura 2-32 Pulsos de interrogação do sistema transponder

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.

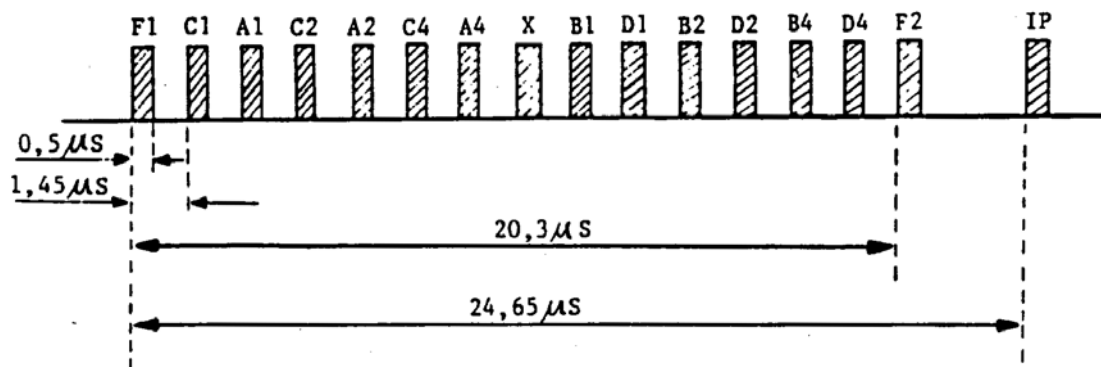


Figura 2-33 Posição dos pulsos do sinal resposta

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.

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

O funcionamento deste instrumento está baseado no princípio de que a “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 aneróide 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 aneróide. 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.

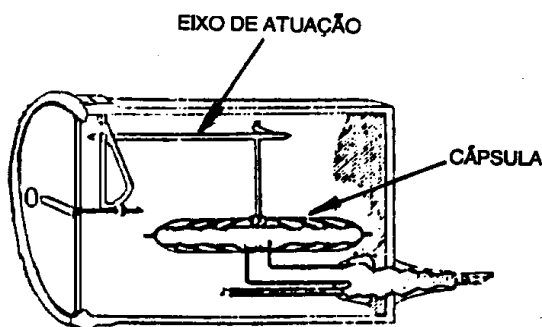


Figura 2-34 Indicador quando em vôo horizontal ou com o avião em terra

Como resultado disto o diafragma se contrai, fazendo com que o ponteiro indique a condição de subida (UP) conforme ilustrado na figura 2.35

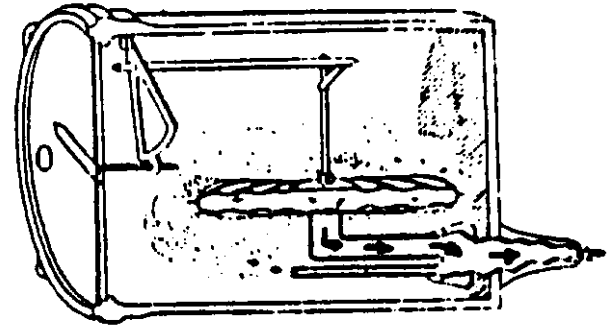


Figura 2-35 Indicador em condição de subida

A figura 2-36 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).

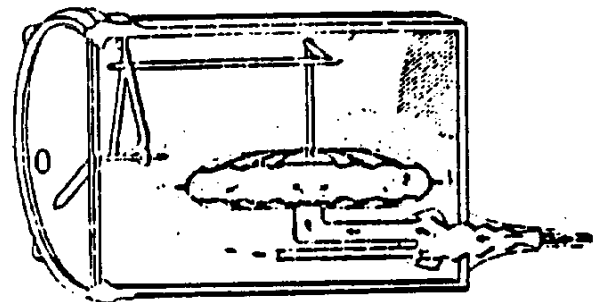


Figura 2-36 Indicador em condição de descida

Existem indicadores, (figura 2-37), 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.

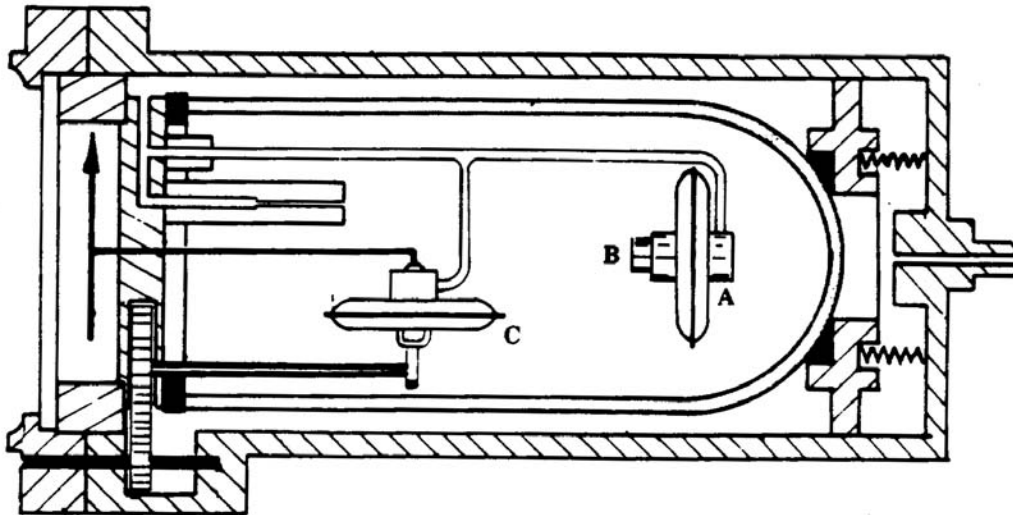


Figura 2-37 Tipo de indicador com duas cápsulas.

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 2-38

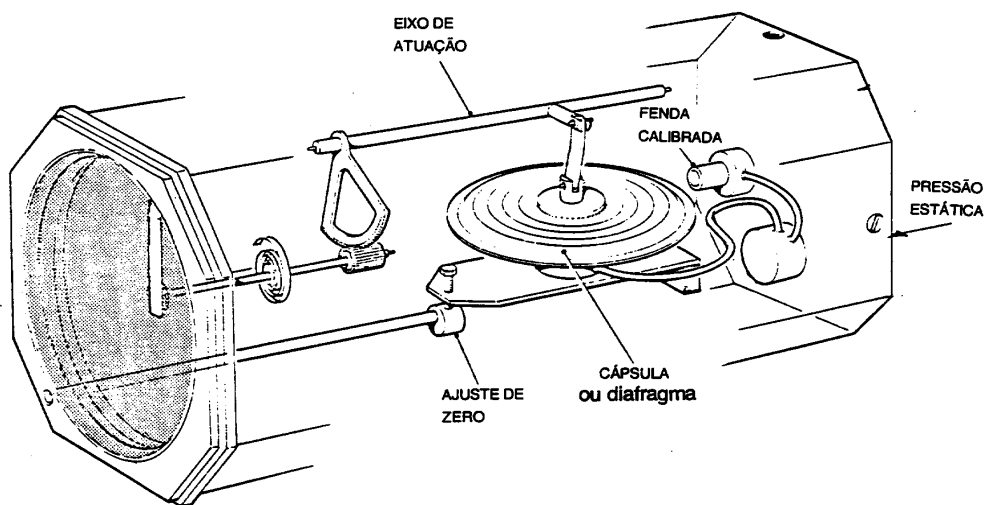


Figura 2-38 Diagrama esquemático de um indicador

INSTRUMENTOS GIROSCÓPICOS

Três dos instrumentos de voo mais comuns são controlados por giroscópicos, 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.

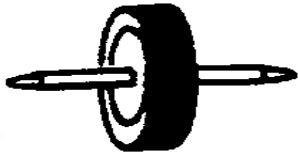


Figura 2-39 Rotor e eixo

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

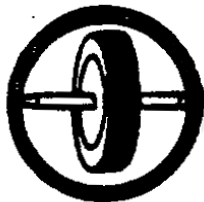


Figura 2-40 Suporte circular (gimbal)

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

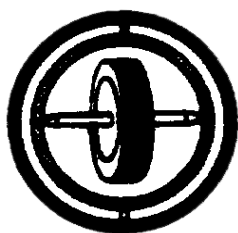


Figura 2-41 Adicionando o segundo gimbal

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 2-42).

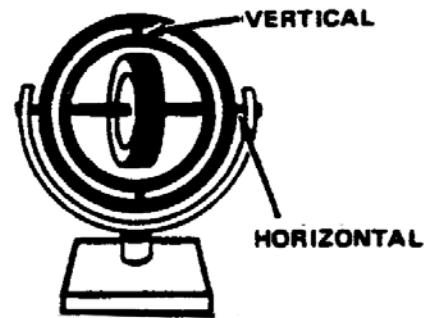


Figura 2-42 Eixos de giro

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.

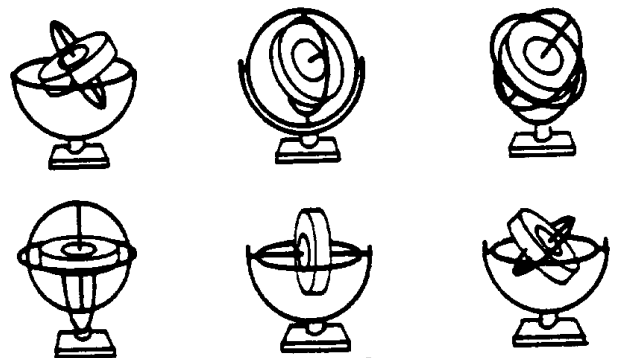


Figura 2-43 Giroscópio em repouso

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.

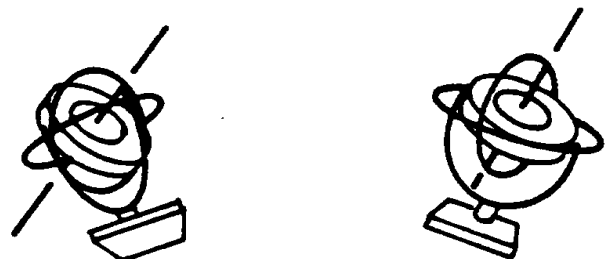


Figura 2-44 Inércia giroscópica ou rigidez

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.

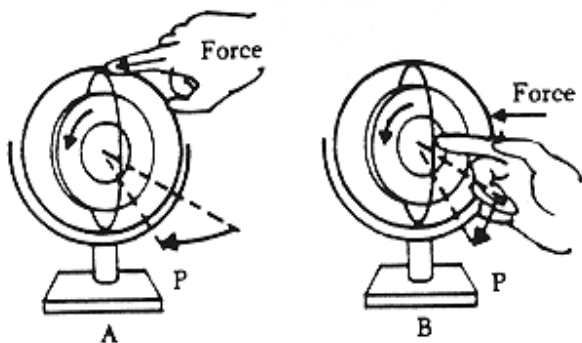


Figura 2-45 Precessão giroscópica

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 gira-lo em alta velocidade, como opera uma roda de água ou uma turbina.

O ar, sob pressão atmosférica passa por um filtro, move as palhetas do rotor, e é extraído da

caixa do instrumento através de uma linha, para a fonte de vácuo, e daí soprado para a atmosfera.

Uma bomba de vácuo ou um venturi podem ser usados para fornecer o vácuo, requerido para girar os rotores dos giro-instrumentos.

O valor do vácuo necessário para operação de instrumentos está usualmente entre três e meia polegadas, e quatro e meia polegadas, de mercúrio e é usualmente ajustado por uma válvula de alívio de vácuo, localizada na linha de suprimento.

Os indicadores de curvas usados em algumas instalações exigem valor menor de sucção.

Isto é obtido usando-se uma válvula reguladora adicional na linha de suprimento do instrumento em particular.

Capítulo 2 Sistema do tubo de venturi

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

Com um sistema adicional de 8 polegadas, existe força disponível para mover os indicadores de atitude e direção. Um sistema de venturi é mostrado na figura 2-46.

A linha que sai do giroscópio (figura 2-46) 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 2-46. 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.

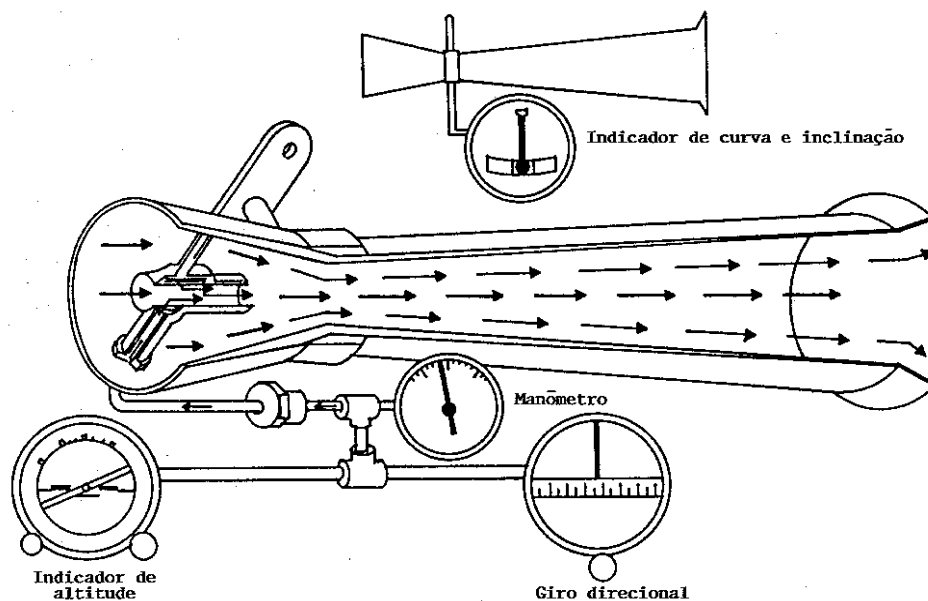


Figura 2-46 Sistema de vácuo com venturi.

Como um rotor só atinge a velocidade normal de operação após a decolagem, as checagens operacionais de pré-vôo 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 vôos 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 conectada 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.

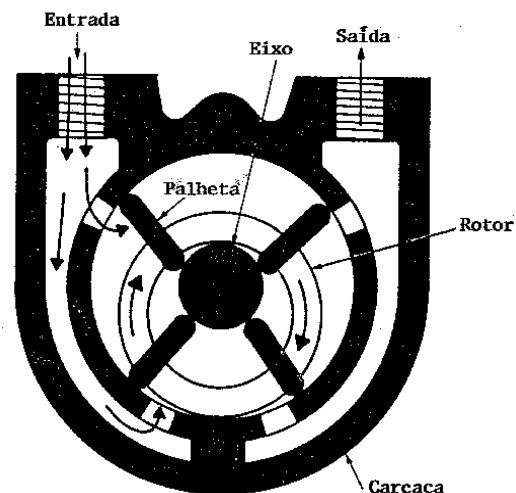


Figura 2-47 Vista em corte de uma bomba de vácuo, do tipo palheta, girada pelo motor.

A principal desvantagem do sistema de vácuo com bomba de sucção movida pelo motor do avião refere-se a indicações imprecisas em vôos 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 2-48 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.

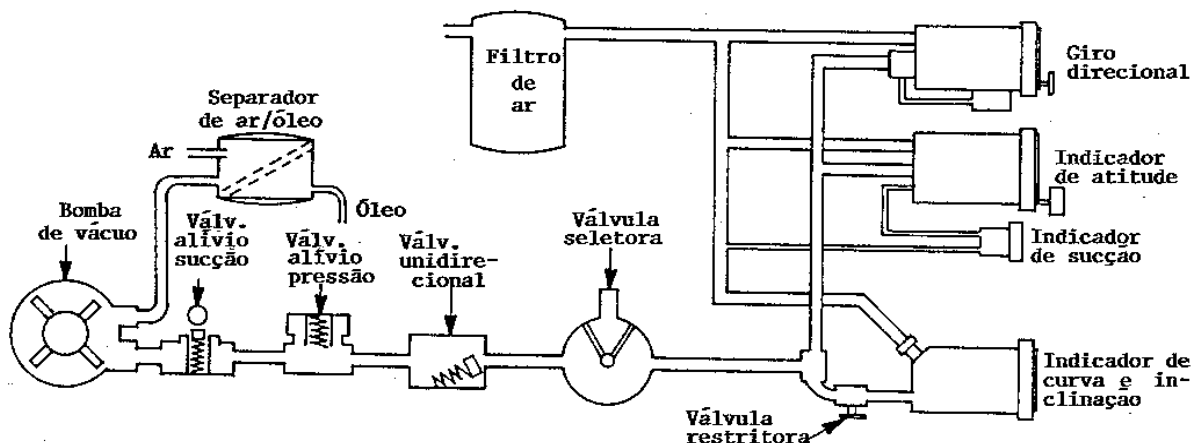


Figura 2-48 Típico sistema de vácuo com bomba movida pelo motor da aeronave

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 2-49).

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 2-50).

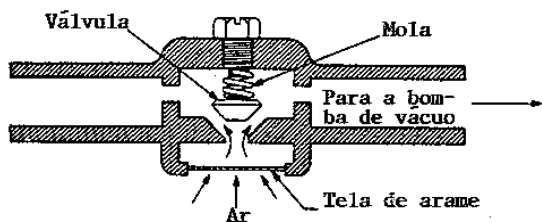


Figura 2-49 Válvula reguladora do vácuo.

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.

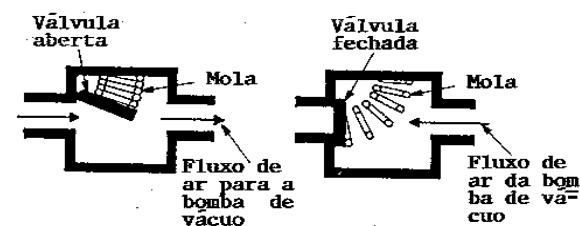


Figura 2-50 Válvula unidirecional.

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 “*turn and bank*” 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 bitimotor é mostrado na figura 12-64.

Este sistema a vácuo é composto dos seguintes componentes: 2 bombas de sucção, 2 válvulas de alívio de sucção, 2 válvulas reguladoras tipo “*flapper*”, uma válvula restritora para cada indicador de curva, uma válvula seletora de 4 posições, um sistema de tubulações por onde flui a sucção, e uma válvula seletora do indicador de curva.

As bombas de sucção movidas pelo motor esquerdo e direito, e suas linhas componentes são independentes e isoladas umas das outras, e atuam como 2 sistemas independentes de sucção.

As linhas de sucção são 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 (*turn and bank*).

Esta válvula tem três posições: principal, “T & B” esquerdo e “T & B” direito.

Na posição principal o indicador de sucção mostra as linhas do horizonte artificial e giro direcional.

Nas outras posições, o menor valor de sucção para os indicadores de curva (*turn and bank*) pode ser verificado.

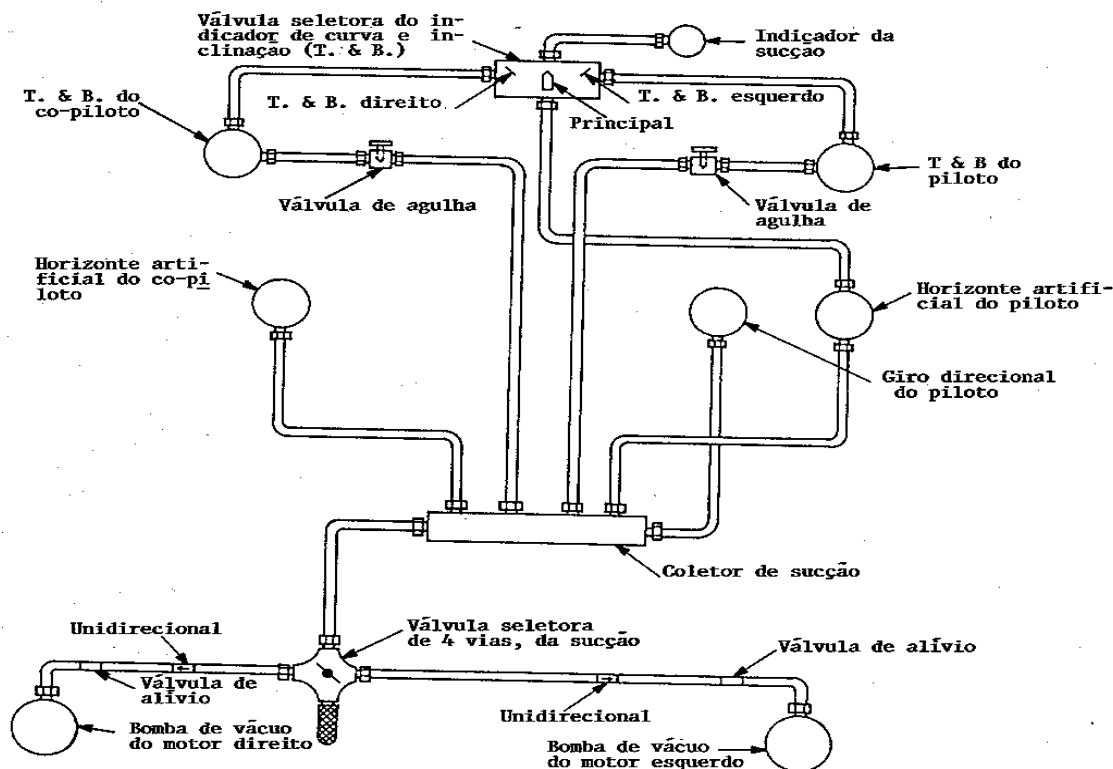


Figura 2-51 Sistema de vácuo de uma aeronave multimotora

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.

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 2-52). 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.

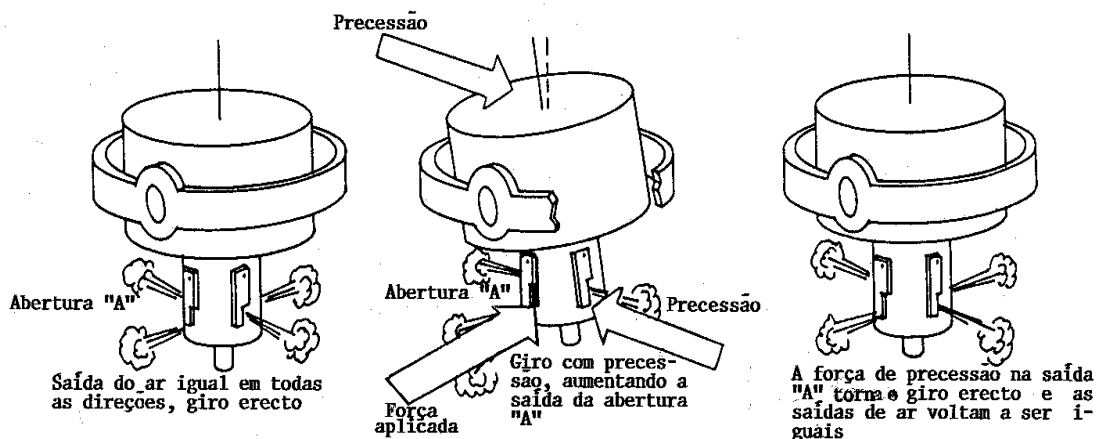


Figura 2-52 Mecanismo de ereção de um indicador de atitude a vácuo.

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).

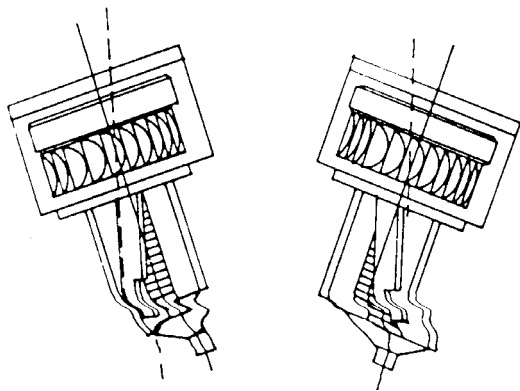


Figura 2-53 Ação das palhetas pendulares.

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 vôo 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 praticas de manutenção adequadas.

GIRO DIRECIONAL

Tem a finalidade de estabelecer uma referência fixa, para que se mantenha a direção do vôo; 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.

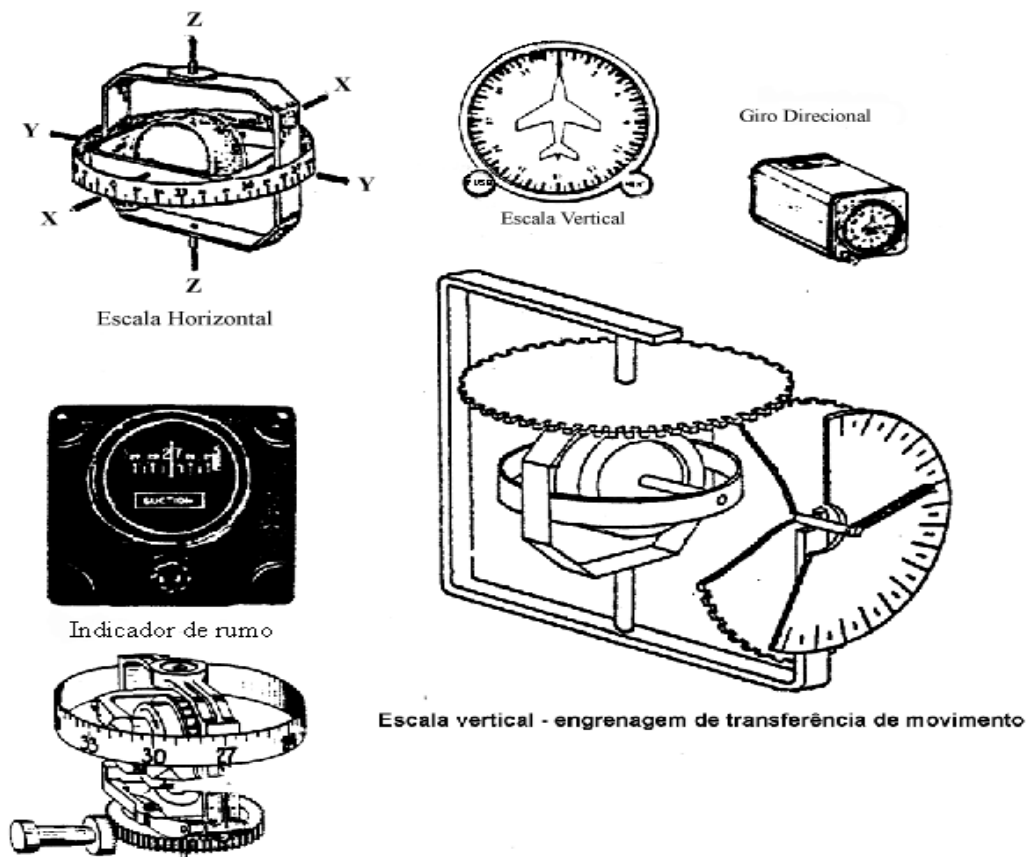


Figura 2-54 Processos de indicação de rumo.

A indicação horizontal foi muito utilizada nos giros direcionais movidos por corrente de ar. A indicação vertical foi de menor utilização, ainda. A figura 2-54 mostra os dois casos.

Cumpra, 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.

INDICADOR DE ATITUDE

Também chamado de:

- Horizonte artificial;
- Indicador do horizonte;
- Indicador de vôo;
- Giro horizonte;

- Giro vertical.

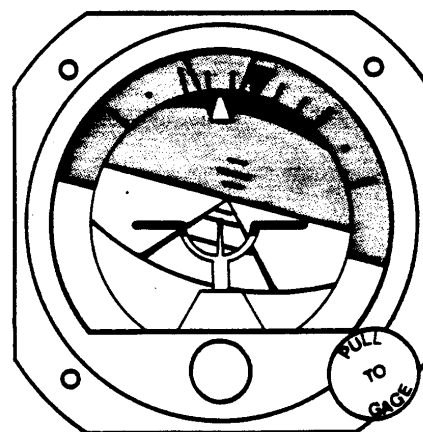


Figura 2-55 Indicador de Atitude

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 vôo 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.

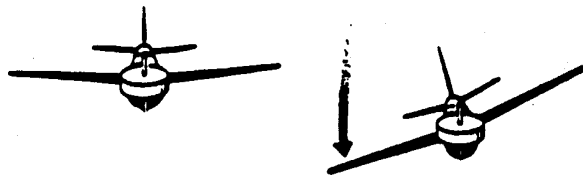


Figura 2-56 Posição vertical do eixo do rotor independente da posição da aeronave

A figura 2-57 mostra que qualquer que seja a manobra realizada o giro permanece inalterado na posição vertical (aprumado).

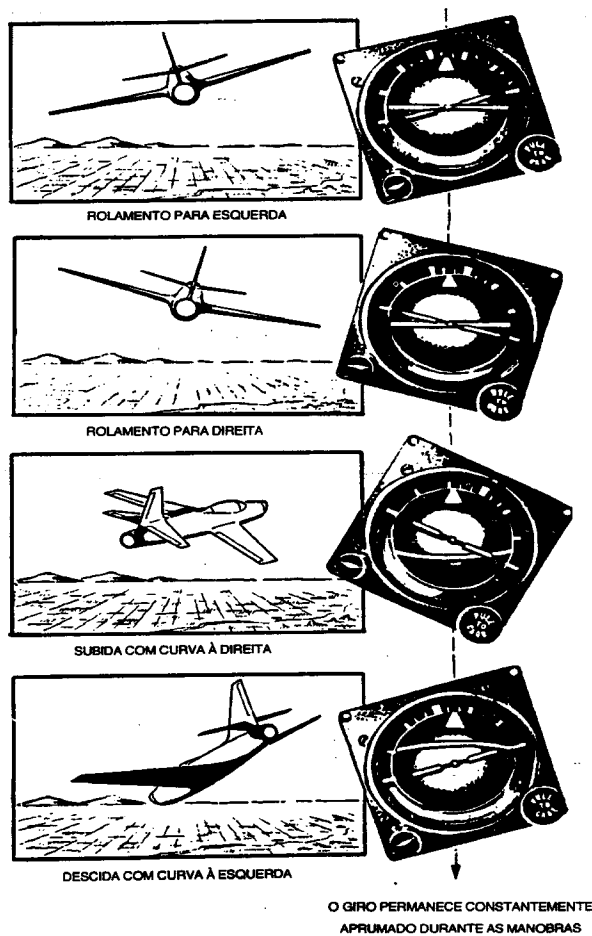


Figura 2-57 Posição vertical do giroscópio

Indicador de atitude movido a ar

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

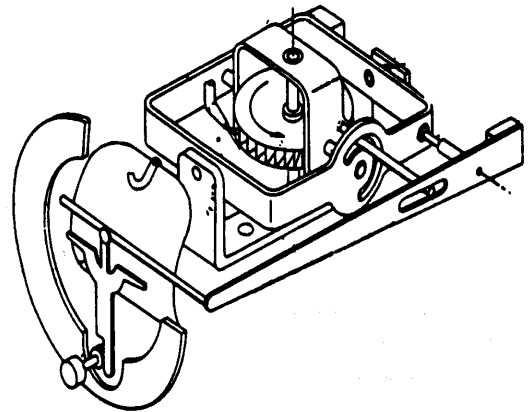


Figura 2-58 Indicador de atitude movido a ar.

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.



Figura 2-59 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.

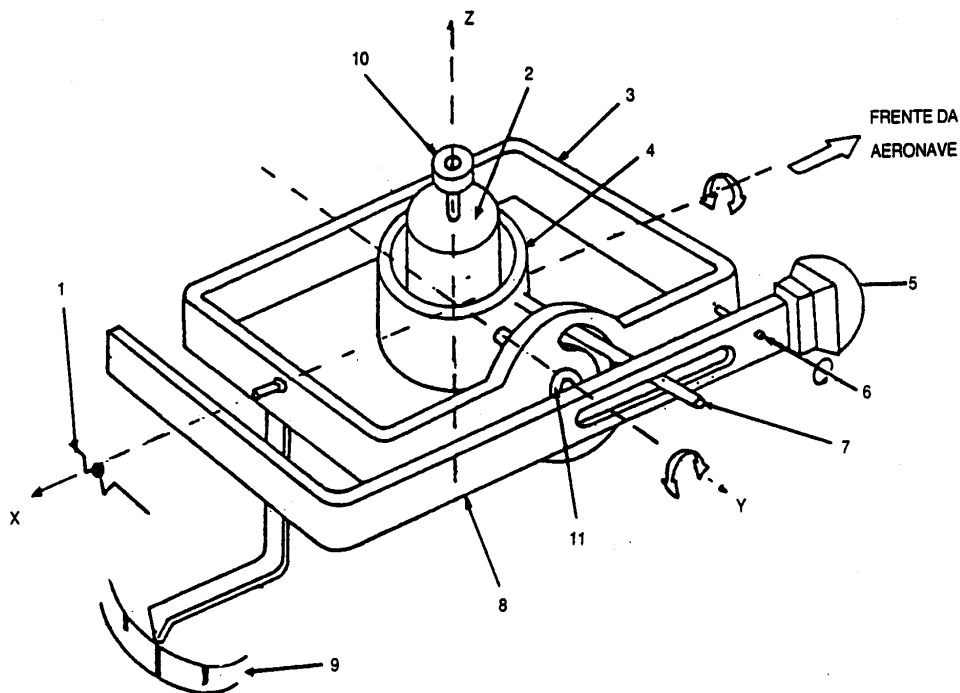
Este instrumento não se retarda no funcionamento e, assim, o piloto pode manipular seus controles, a fim de colocar o avião na posição desejada, observando a relação existente entre o avião miniatura e a barra do horizonte, com referência à imagem que está no mostrador do instrumento; as posições longitudinal 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 2-60.



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).

Figura 2-60 Sistema de detecção e indicação de atitude

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 2-61 é fácil entender como a barra do horizonte movimentar-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 2-61.

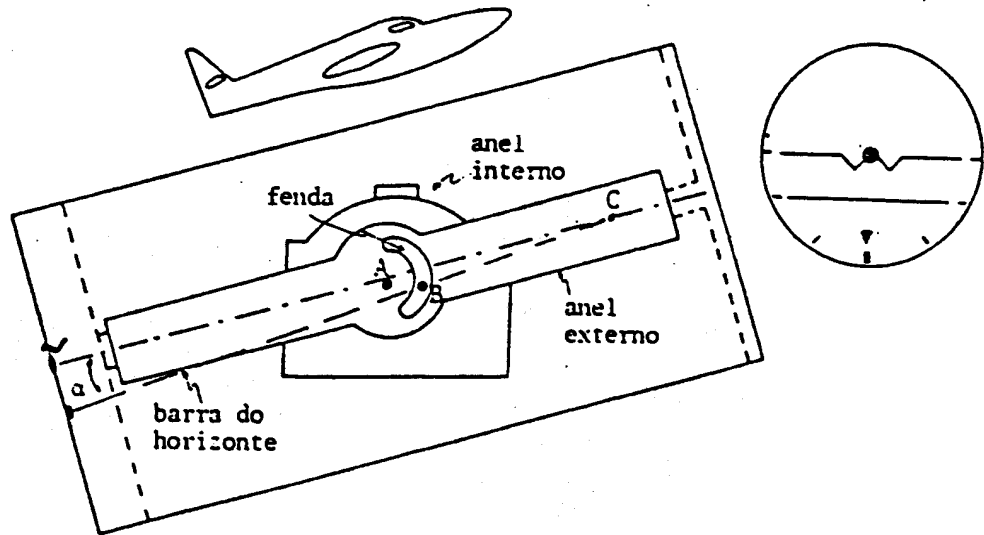


Figura 2-61 Movimento da barra horizonte em relação à avioneta

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 movimentar-se, então "C" movimentar-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 2-62 apresenta um indicador de atitude com a função de cada controle ou indicador.

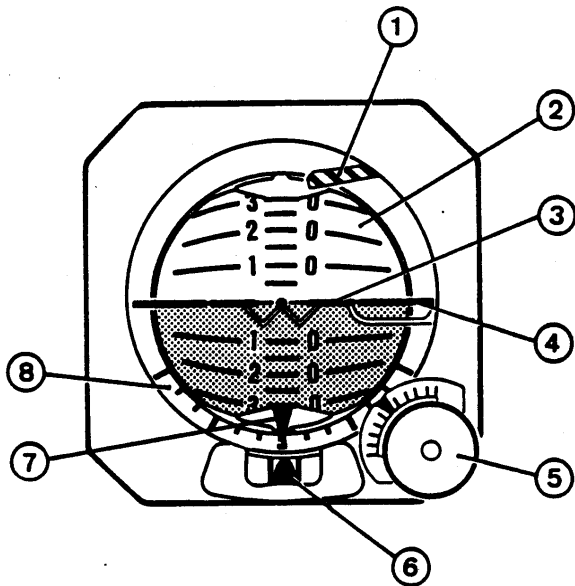


Figura 2-62 Indicador de atitude.

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, movimentava 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 2-63.

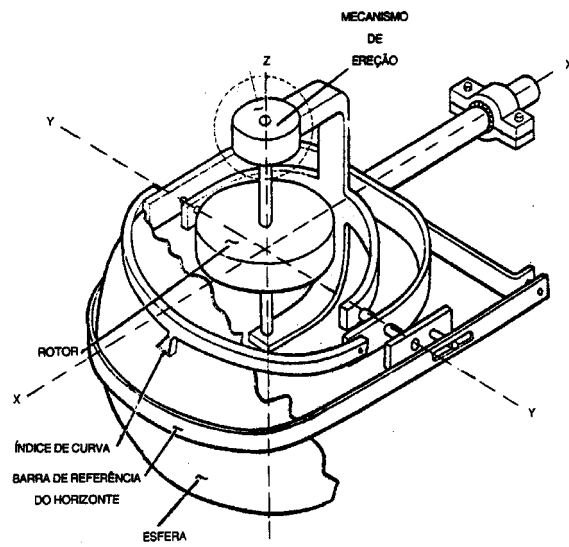


Figura 2-63 Mecanismo de ereção

Este sistema é chamado de esferas móveis. Veja as figuras 2-64 e 2-65. Um ímã está ligado diretamente ao eixo do rotor e gira com ele a aproximadamente 22.000 rpm.

Envolvendo este ímã há um cilindro magnético que não mantém contato com ele.

Um volante unido ao cilindro torna mais uniforme a rotação.

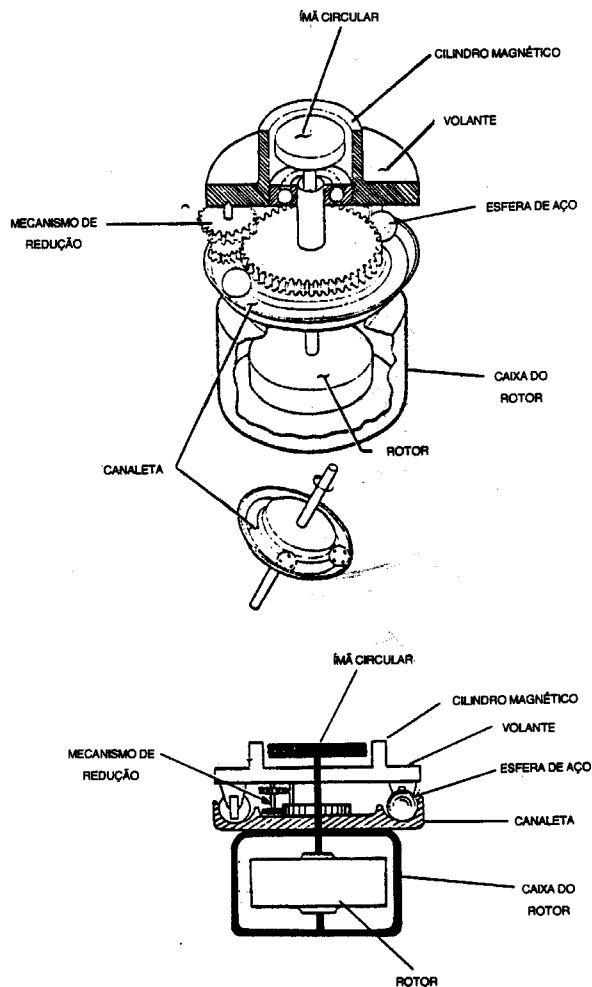


Figura 2-64 Detalhamento do mecanismo de ereção

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. Pode-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 rebaixos 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 rebaixos, 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.

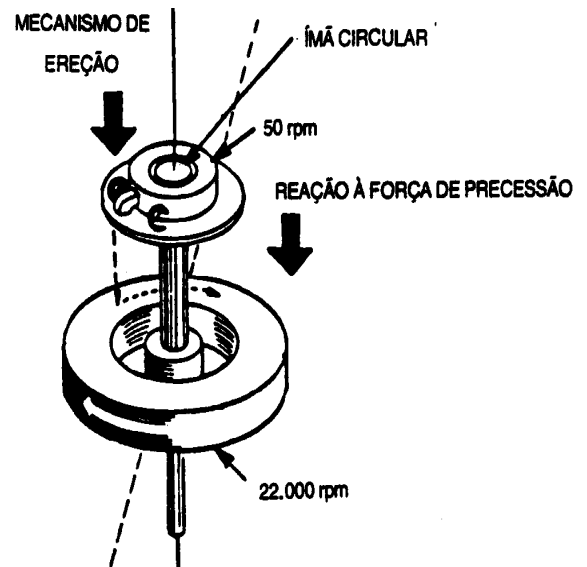


Figura 2-65 Verticalização do giroscópio

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 2-66.

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).

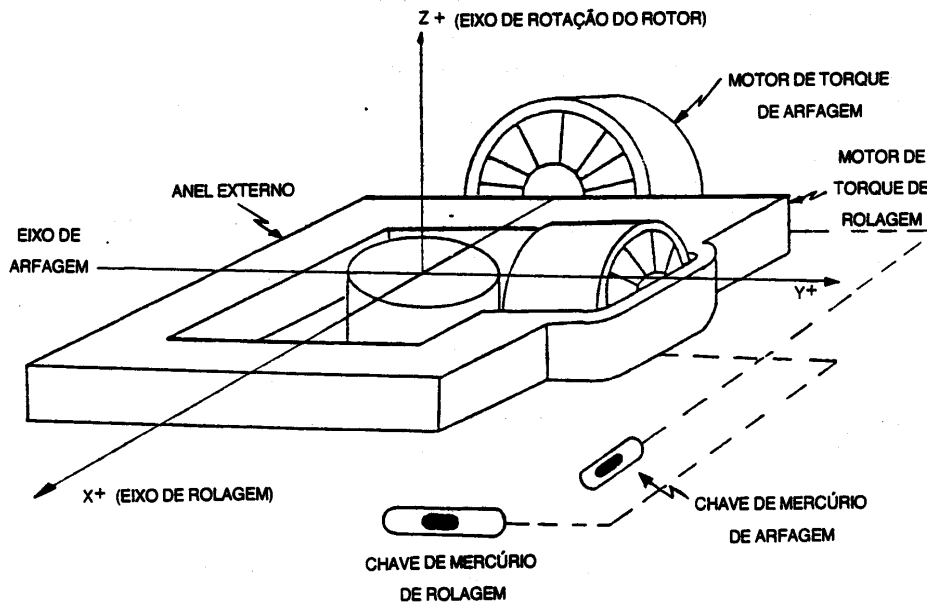


Figura 2-66 Sistema de reposicionamento vertical

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 2-67.

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

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

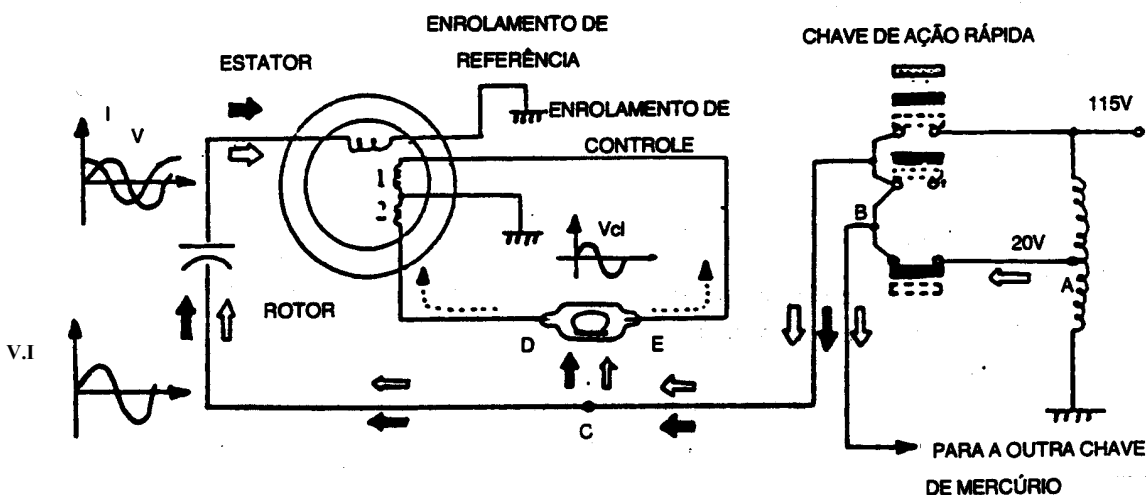


Figura 2-67 Diagrama de um sistema de reposicionamento vertical

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 um 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 gimbal 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 2-67.

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 2-68.

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.

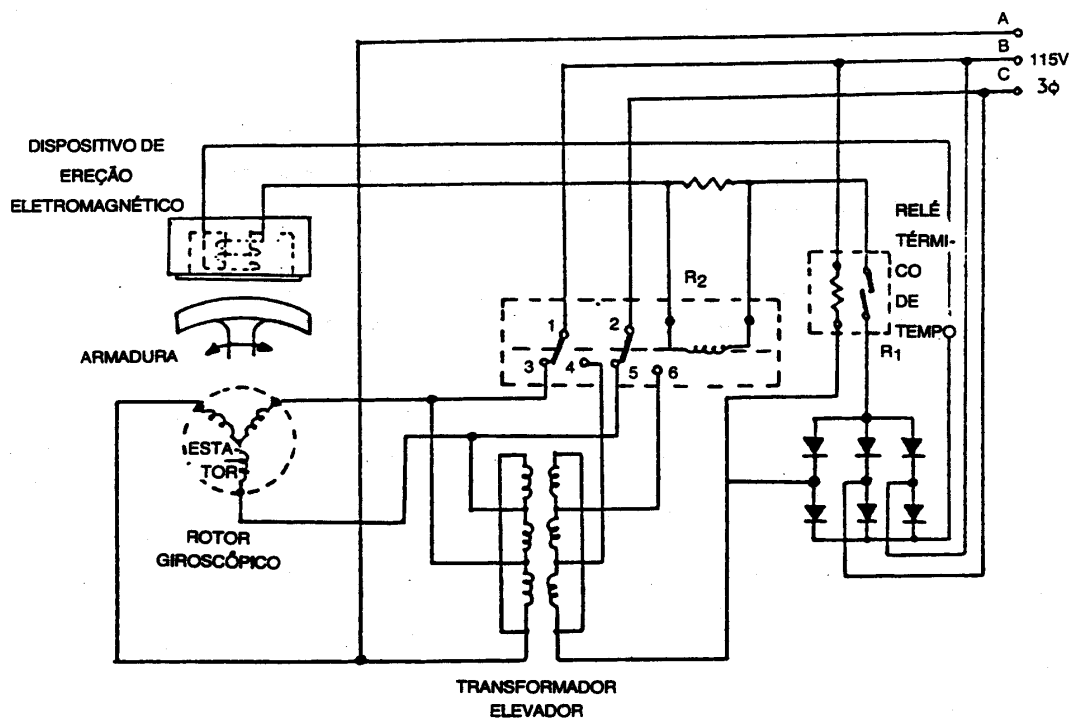


Figura 2-68 Diagrama ilustrando o método eletromagnético

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 conseqüência 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.

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.

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 2-69, podemos considerar apenas duas:

- peso da bola;
- a tração do cabo.

O mecanismo da curva de uma aeronave é idêntico, conforme ilustrado na figura 2-70, porém, como não existe nenhum cabo de aço, o

piloto deve providenciar uma força que substitua a tração produzida pelo mesmo.

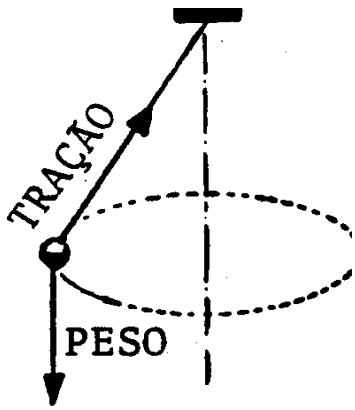


Figura 2-69 Esfera em movimento circular

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.

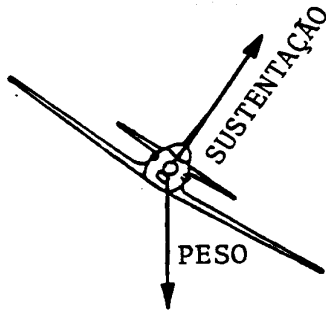


Figura 2-70 Aeronave em curva

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

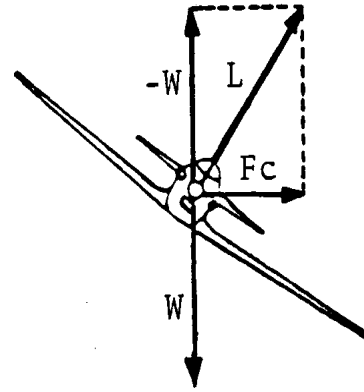


Figura 2-71 Componentes de forças que atuam na aeronave em curva

- 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 2-71 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 2-72).

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

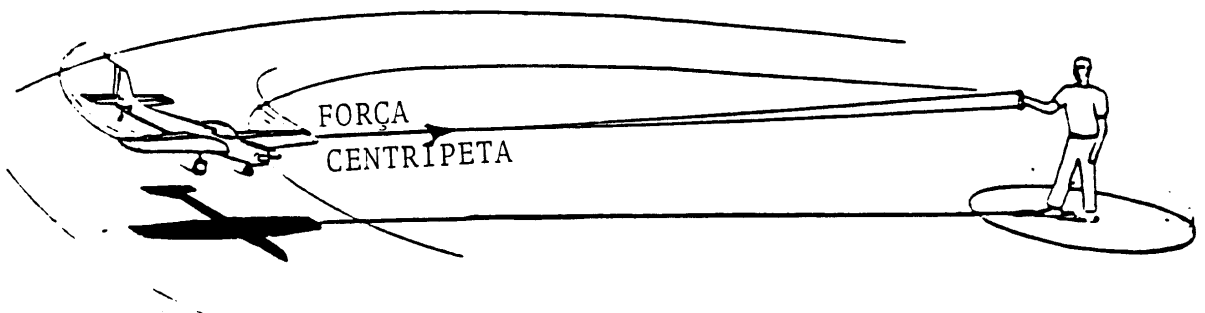


Figura 2-72 Atuação da força centrípeta

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.

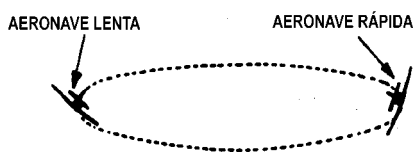


Figura 2-73 Aumento do ângulo de inclinação com o aumento da velocidade.

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



Figura 2-74 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°, 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.

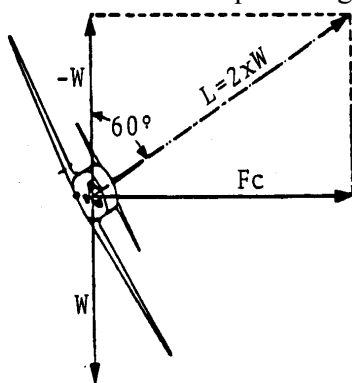


Figura 2-75 Curva com inclinação de 60°.

Uma aeronave não pode fazer curvas inclinadas além de um certo limite, porque a

sustentação necessária estaria além das suas possibilidades. Veja a figura 2-76.

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

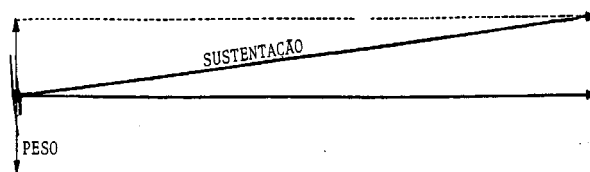


Figura 2-76 Curva com inclinação próxima a 90°

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.

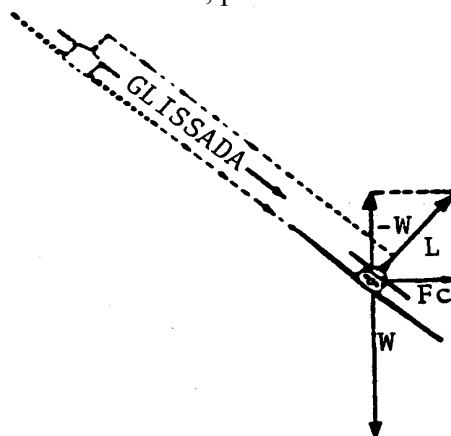


Figura 2-77 Glissagem - Erro de inclinação exagerada

b) Inclinação Insuficiente

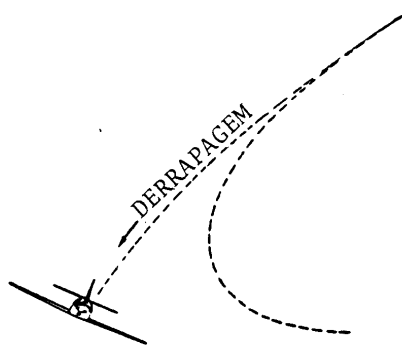


Figura 2-78 Erro de inclinação insuficiente

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 RAIO LIMITE, conforme ilustra a figura 2-79, para o qual a potência aplicada é a máxima.

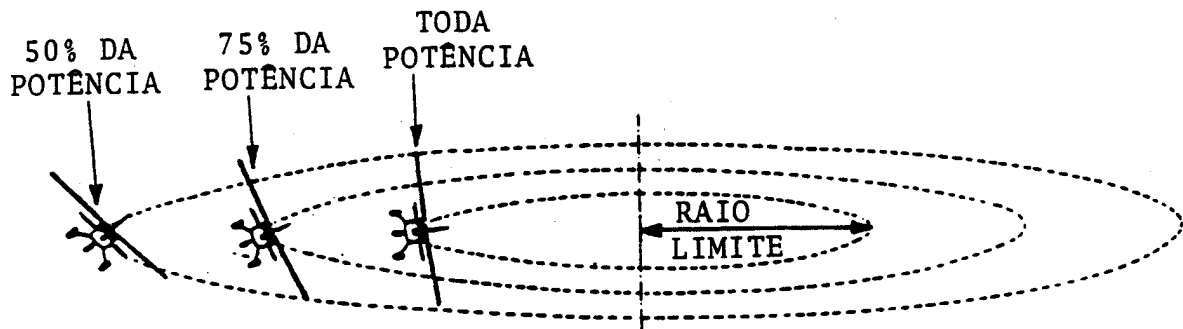


Figura 2-79 Potência máxima para o raio limite

Num avião fazendo curva em vôo 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 outro horizontal, sendo esta última a centrípeta).

Na figura 2-80, vê-se um erro de pilotagem.

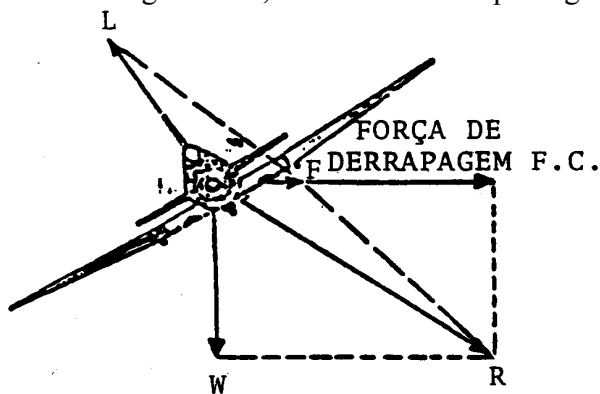


Figura 2-80 Curva muito apertada e com pouca inclinação

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 2-81, 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.

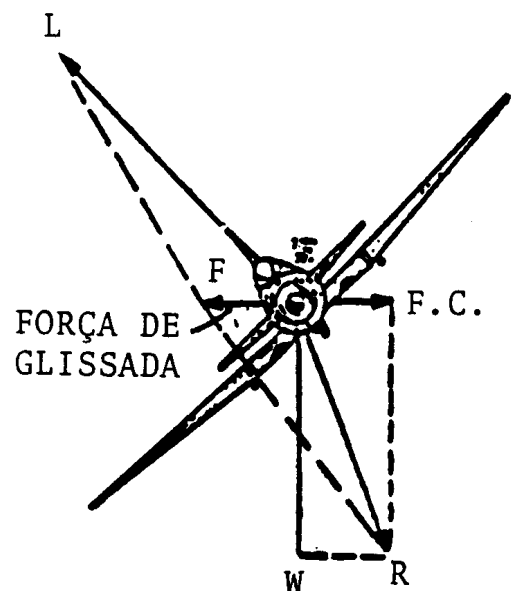


Figura 2-81 Inclinação exagerada para curva muito aberta

Na figura 2-82 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.

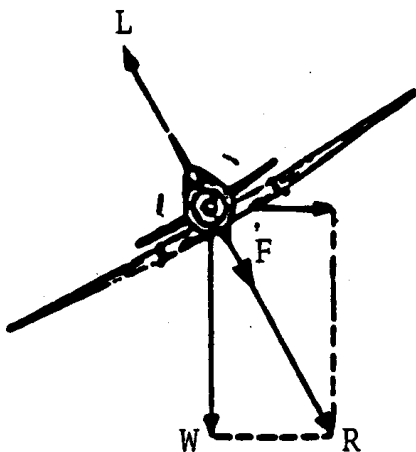


Figura 2-82 A resultante é maior que a sustentação

A curva perfeita é vista na figura 2-83 (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.

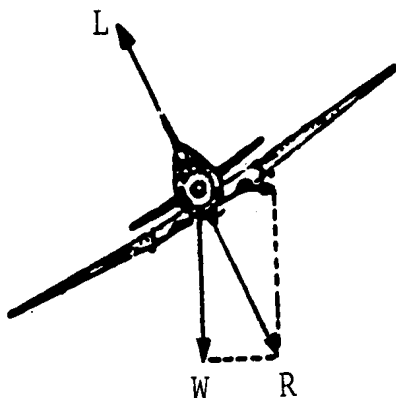


Figura 2-83 Situação de curva perfeita

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.

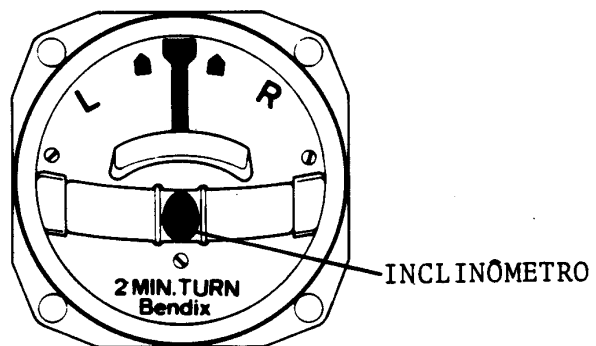


Figura 2-84 Indicador de inclinação ou inclinômetro

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 2-85 mostra como se comporta a bola em condições distintas de vôo.

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 2-86.

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



Figura 2-85 Indicações de um inclinômetro em situações distintas de vôo.

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

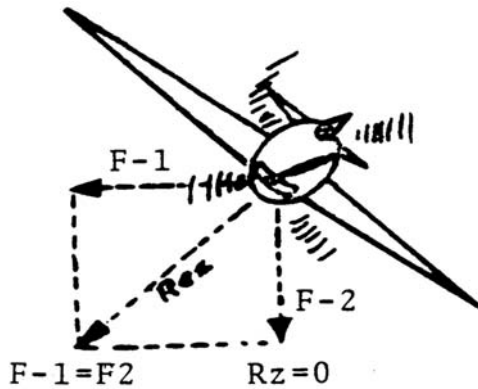


Figura 2-86 Aeronave inclinada na quantidade certa.

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 vôo horizontal, o ponteiro alinha-se com a marca do centro.

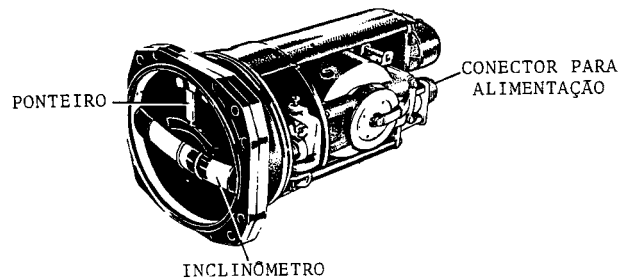


Figura 2-87 Indicador de curva – parte externa

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 vôo, 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 vôo em linha reta e horizontal.

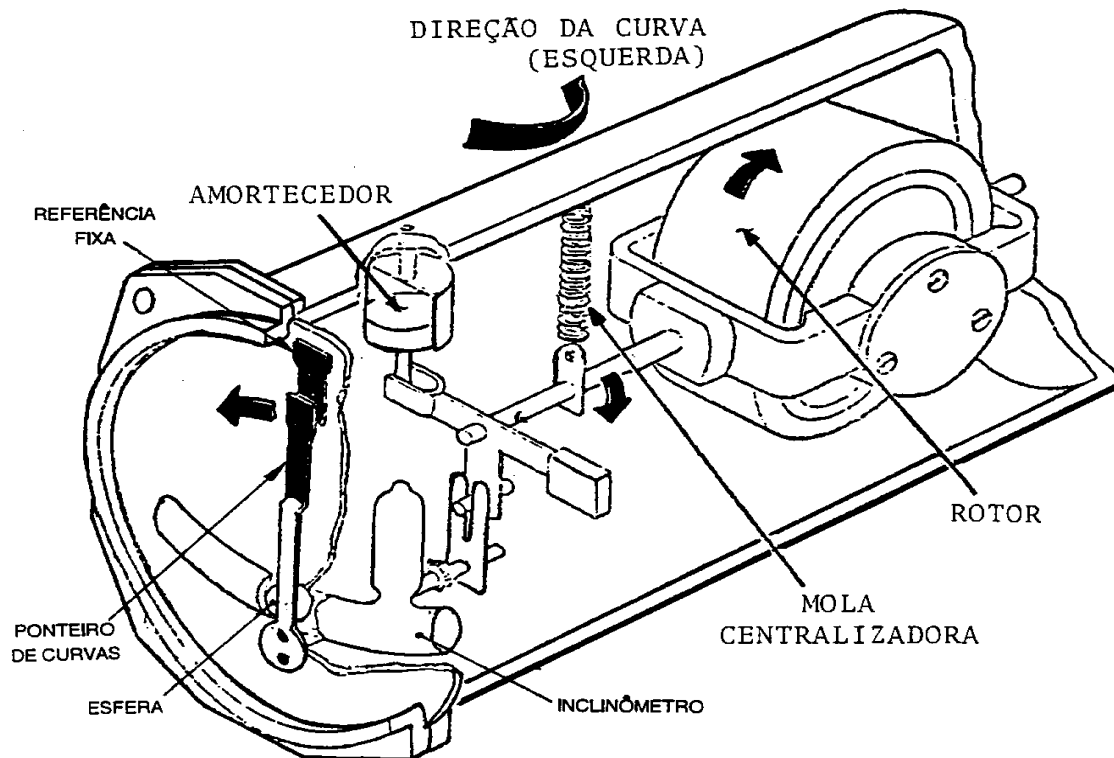


Figura 2-88 Indicador de curva – parte interna

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

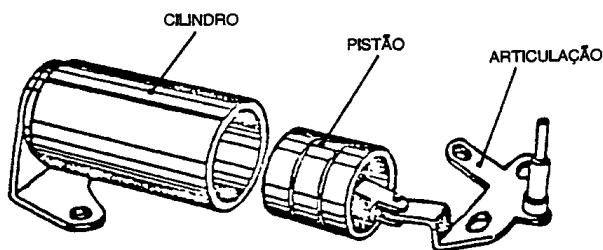


Figura 2-89 Amortecedor do conjunto giroscópico

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 giroscópico, 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.

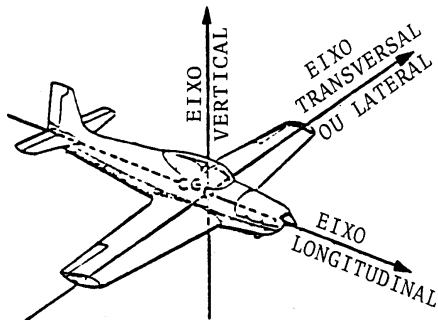


Figura 2-90 Eixos imaginários

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).

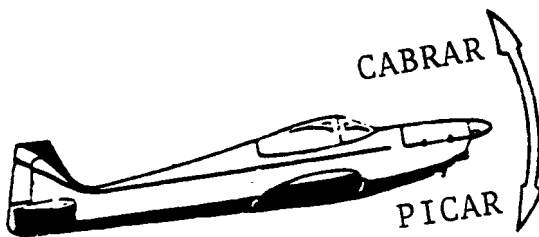


Figura 2-91 Movimento de arfagem ou tangagem

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

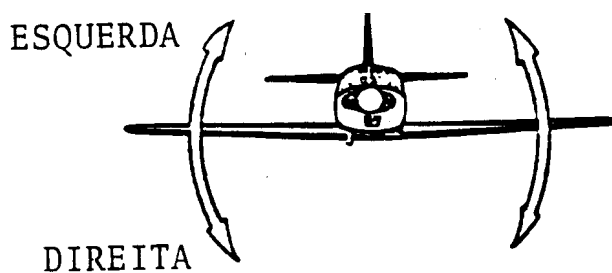


Figura 2-92 Movimento de rolagem ou inclinação lateral

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.

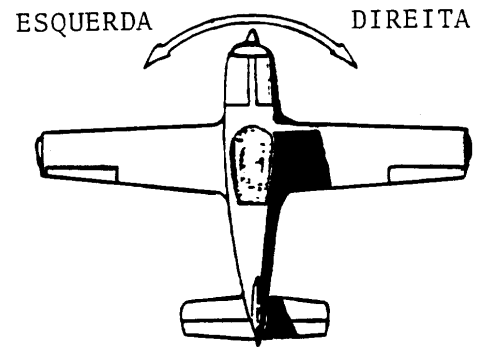


Figura 2-93 Movimento de guinada

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.

Pode-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.

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 = $9,81\text{m/s}^2$.

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 vôo 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 vôo, 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 vôo, 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.

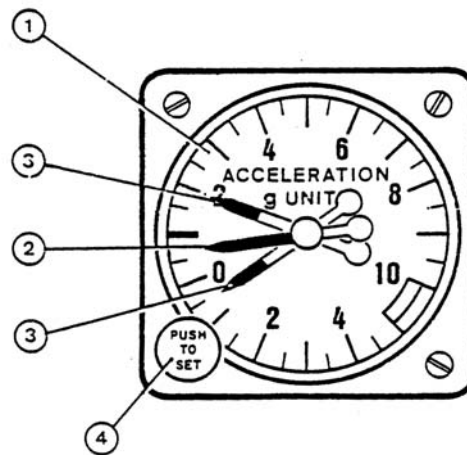


Figura 2-94 Acelerômetro

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 vôo 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 vôo 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 ocios 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.

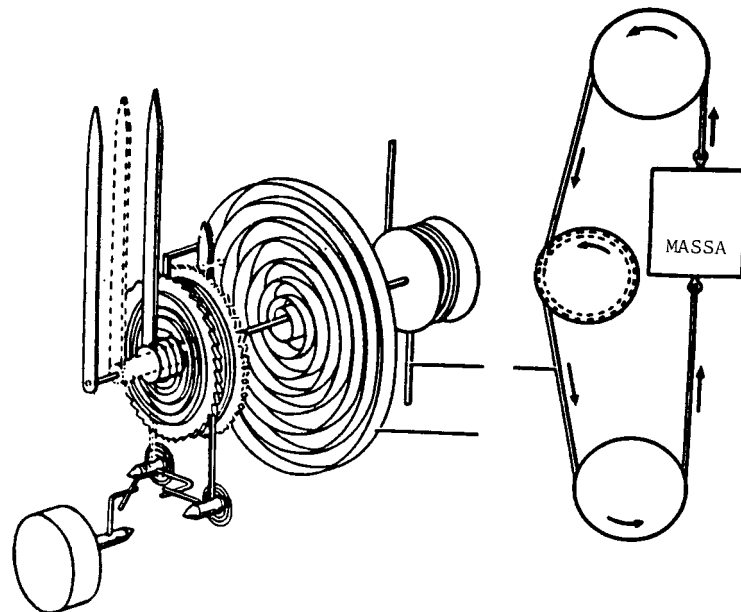


Figura 2-95 Mecanismo interno do acelerômetro

MAQUÍMETRO

Nos aviões a jato, é de grande importância ter, no painel, um instrumento, capaz de dar uma indicação de velocidade, quando o avião se aproxima, iguala ou excede a velocidade do som. O maquímetro é o instrumento que nos dá essa indicação e seu mostrador está graduado em número MACH.

Número MACH é igual a um (unidade), quando a velocidade real do avião atingir a velocidade do som.

É um instrumento que fornece a razão entre a velocidade do avião e a velocidade do som, para uma particular altitude e temperatura existente a qualquer tempo durante o vôo.

A finalidade deste instrumento é determinar a razão entre a velocidade do avião e a velocidade do som local, em qualquer situação, para o controle e segurança do vôo.

Quando um avião voa com velocidade igual a do som, dizemos que ele está com velocidade transônica; quando voando com velocidade inferior a do som, chamamos de velocidade subsônica quando está com velocidade acima do som, chamamos de velocidade 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 a 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.

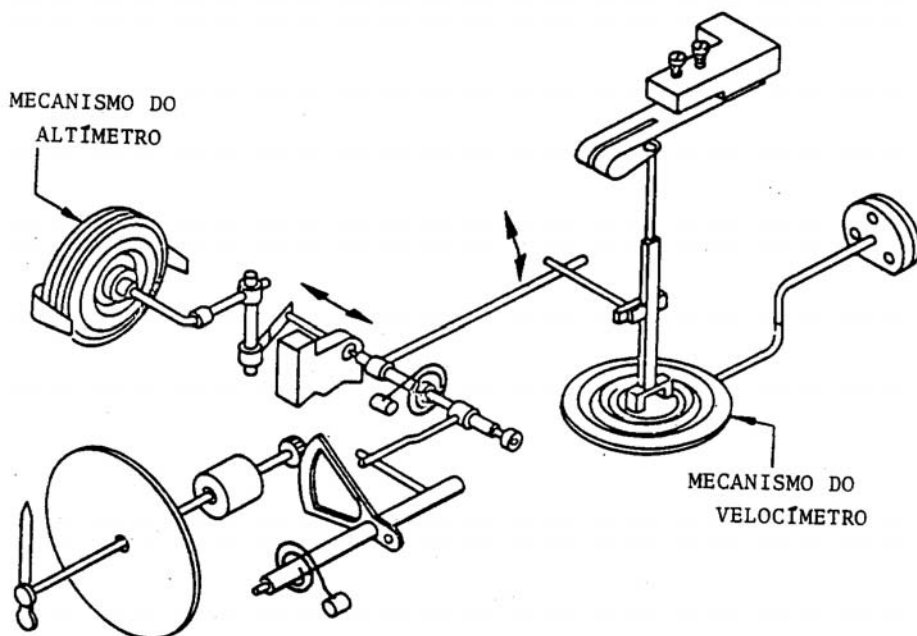


Figura 2-96 Princípio de funcionamento do maquímetro

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)
- c) a 15°, a velocidade do som é igual a 340m/seg
- d)
- e) a 30°, a velocidade do som é igual a 348,45 m/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 aneróide 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 pitot-estático porque o seu funcionamento depende da pressão dinâmica e estática

A figura 2-90 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.

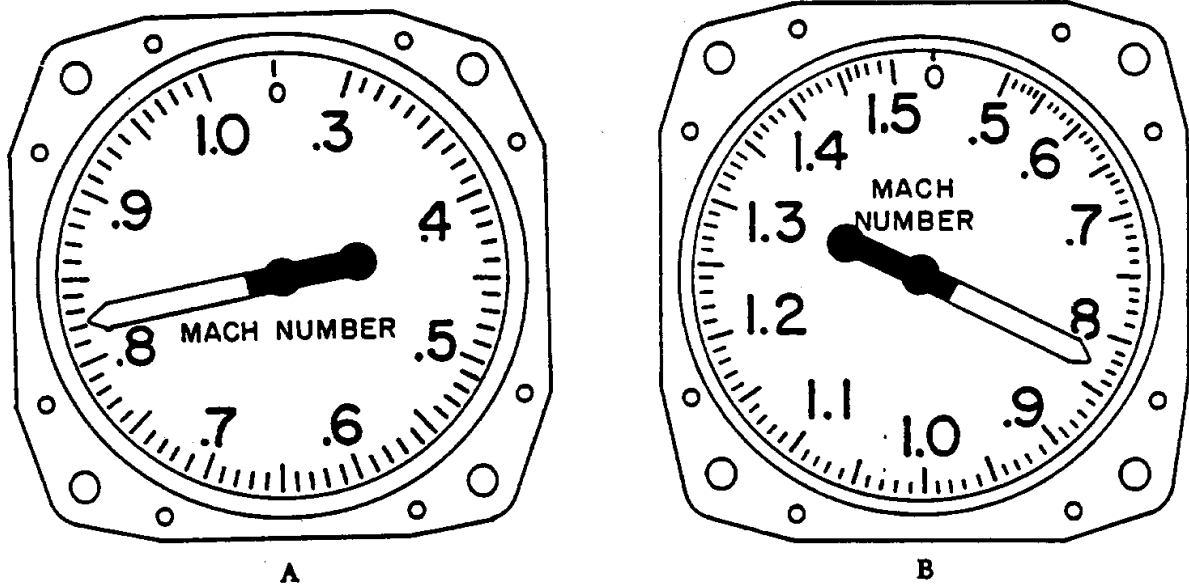


Figura 2-97 Dois tipos de maquímetro

CAPÍTULO 3

INSTRUMENTOS DE NAVEGAÇÃO

INTRODUÇÃO

A terra atua como um imenso ímã, com um pólo próximo ao pólo norte geográfico, e o outro extremo próximo ao pólo 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 pólo magnético norte, e a outra apontando o pólo magnético sul.

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

Os pólos magnéticos não estão localizados nos pólos geográficos da terra.

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

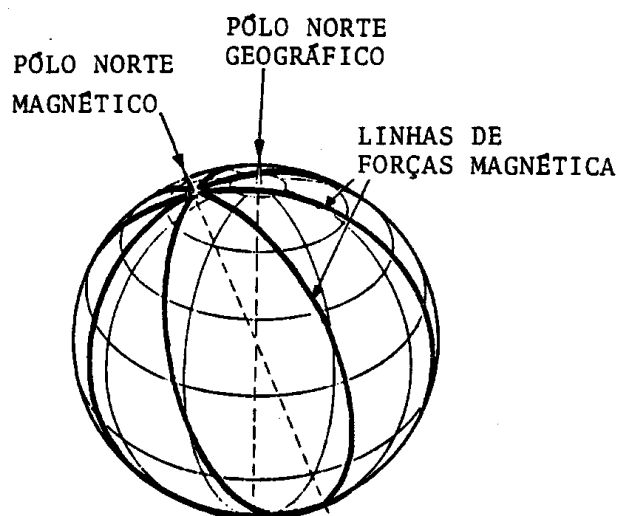


Figura 3-1 Localização dos pólos da terra

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 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 pólos 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 pólos 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.

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 pólo magnético norte e um pólo magnético sul.

Para evitar confusão, costuma-se chamar a ponta da agulha da bússola, que aponta para o pólo norte da terra, de ponta indicadora norte; e a outra, de ponta indicadora sul.

Os pólos 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, está designada 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.

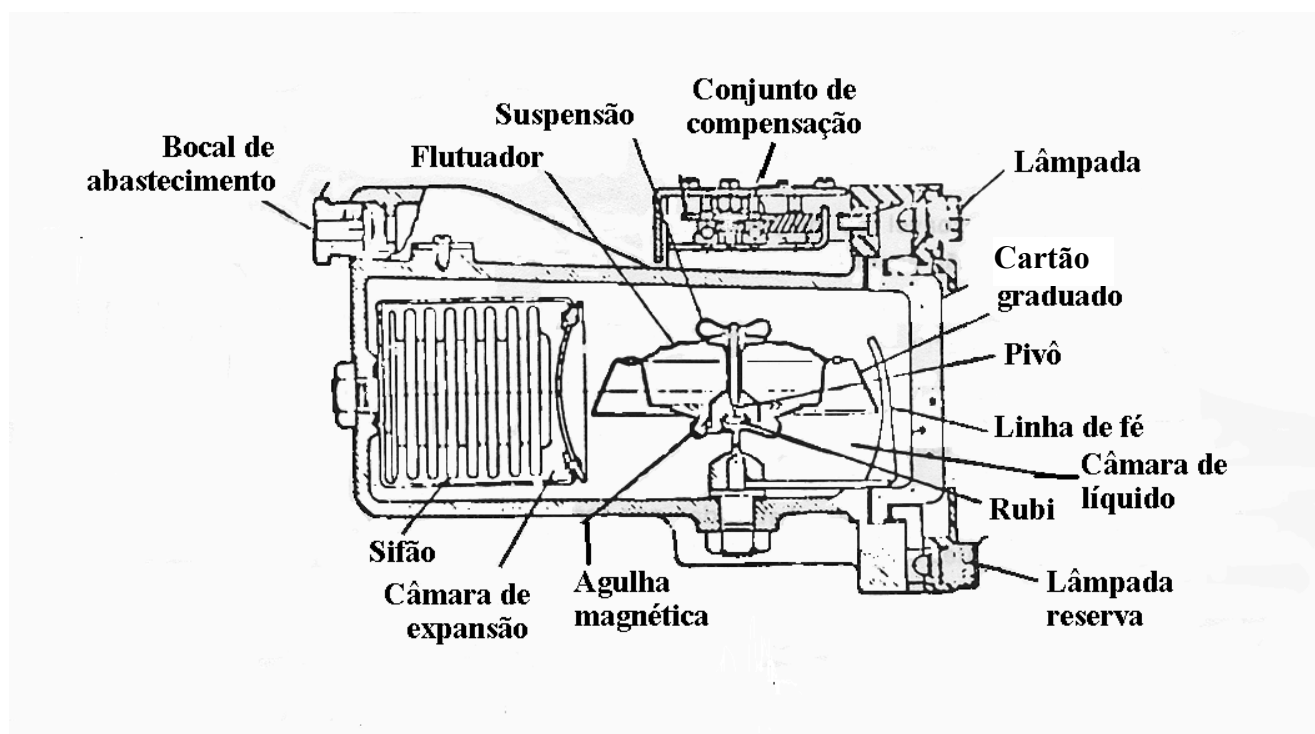


Figura 3-2 Mecanismo da bússola magnética

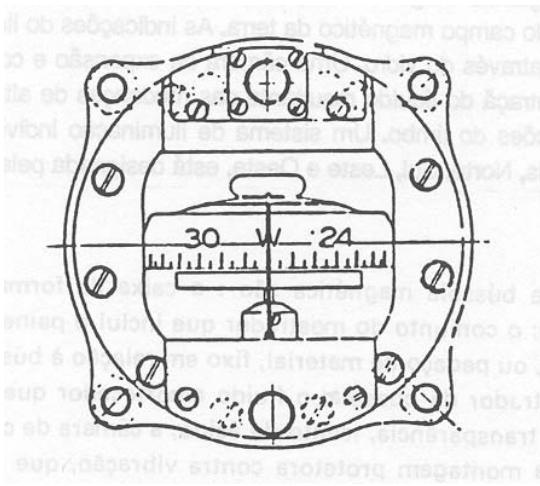


Figura 3-3 Bússola magnética

Instalação da Bússola

A bússola deve ser montada de tal maneira que uma linha passando pelo pivô do cartão e linha de fê 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 vôo 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 causados 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 descolorado, prejudicando a visibilidade;
- as marcações do cartão, ilegíveis, por estarem descoloradas, desbotadas ou sem tinta luminosa;
- o limbo não girar livremente, num plano horizontal, quando o avião estiver em condição normal de vôo;
- a caixa rachada;
- a bússola não for sensível ou é errada no seu funcionamento, após os esforços para compensá-la;
- a linha de fê 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 fê, através de uma janela de vidro que está na frente da caixa da bússola.

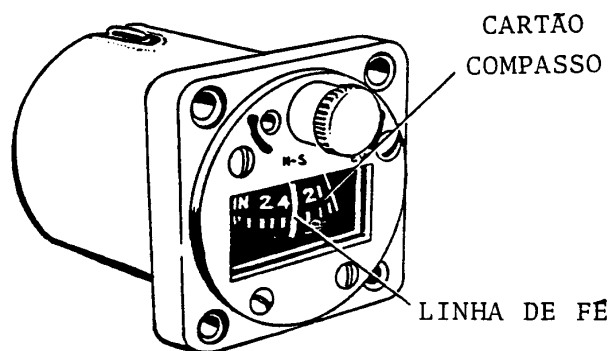


Figura 3-4 Indicações da bússola

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 fê 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.

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

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

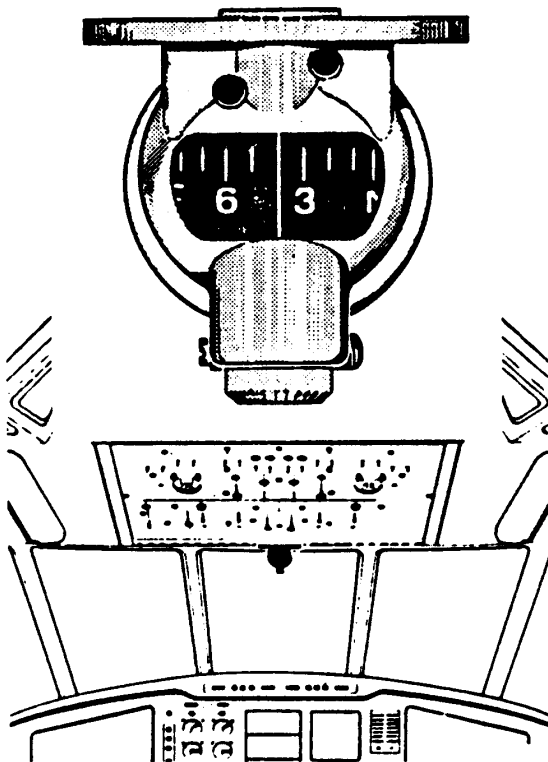


Figura 3-5 Localização da bússola

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.

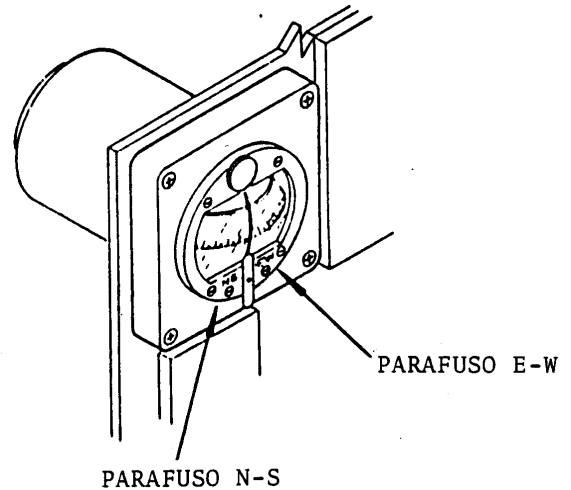


Figura 3-6 Compensação da bússola.

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 o menor, praticamente, possível.

17. Colocar o cartão de compensação na posição, apropriada.
18. Desligar a alimentação da aeronave.

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 quaisquer sistema desta natureza deve conter. Esta aeronave está equipada com um sistema PN-101 da Collins.

Sistema Pictorial

Pictorial é um sistema primitivo onde as idéias 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 (PN-101) 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.

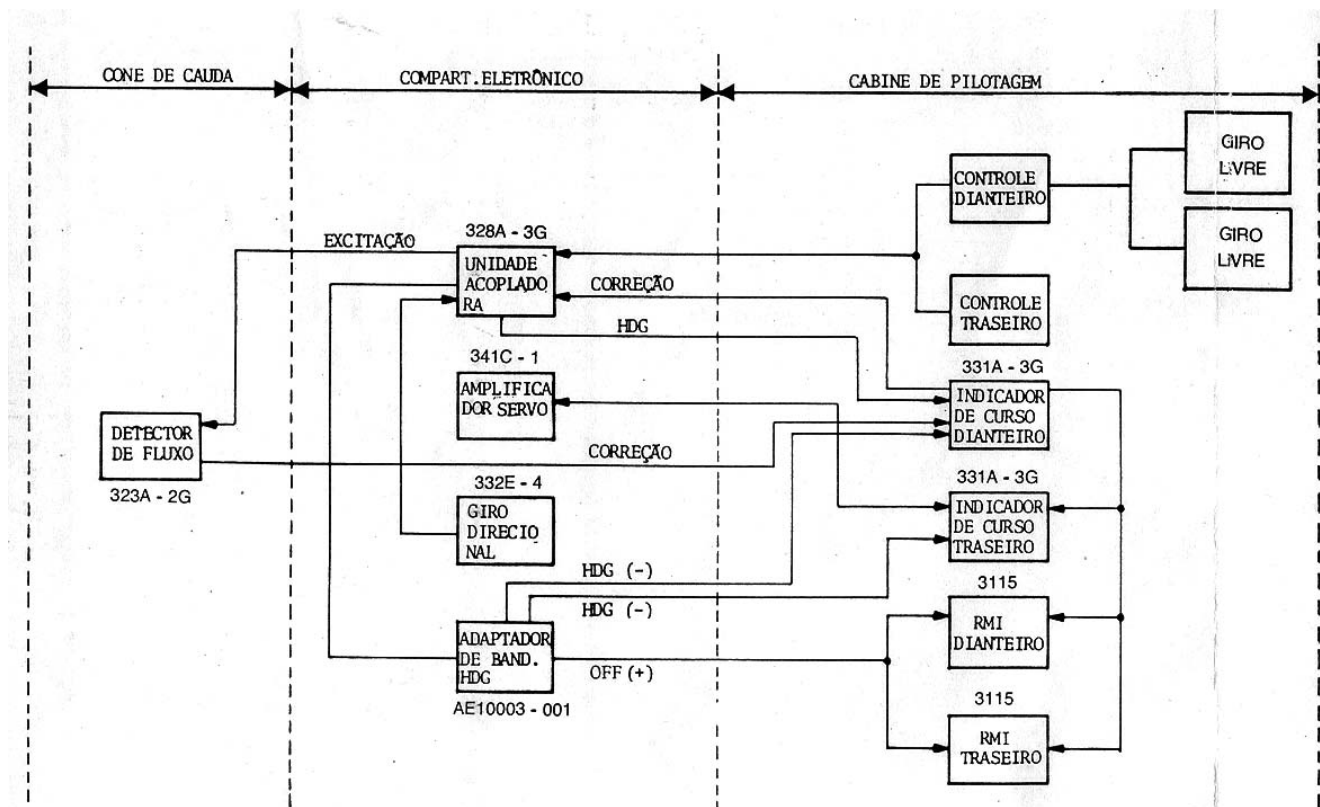


Figura 3-7 Localização dos componentes do Sistema PN – 101

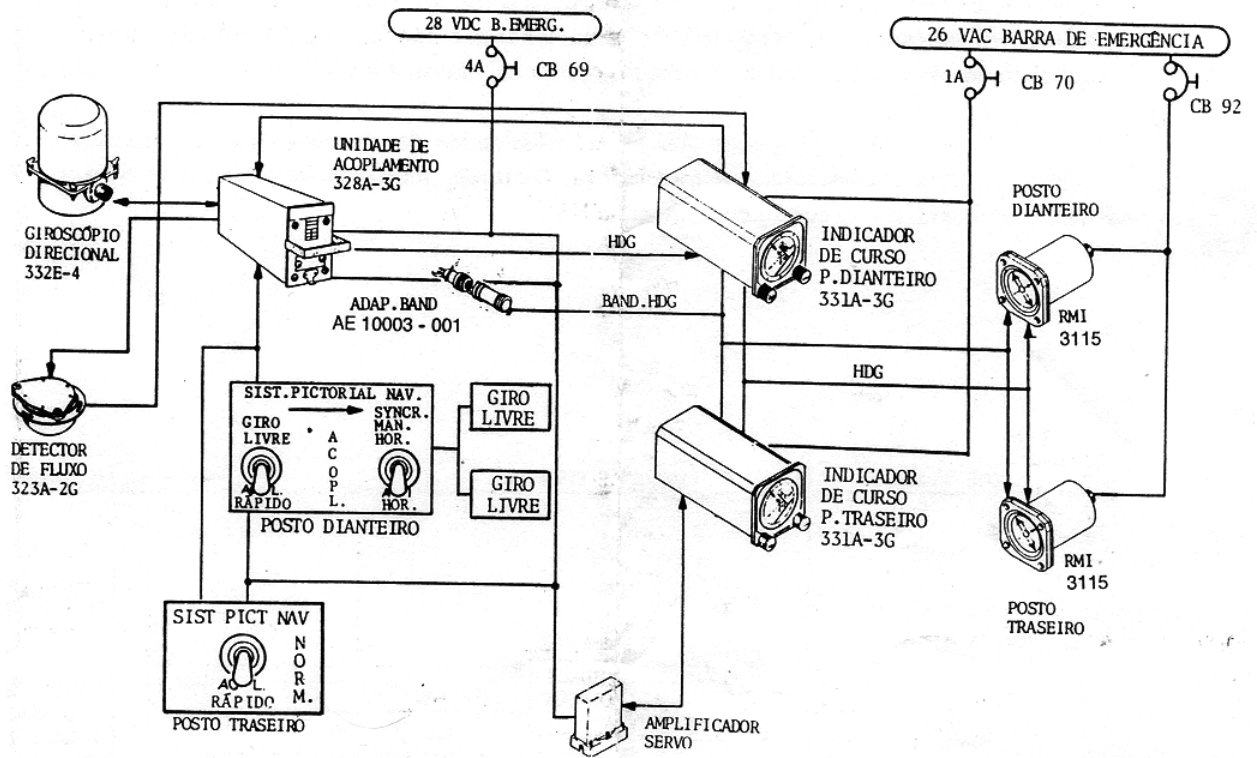


Figura 3-8 Componentes do Sistema PN – 101

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.

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 fluido 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	± 15% de frequência e tensão.	

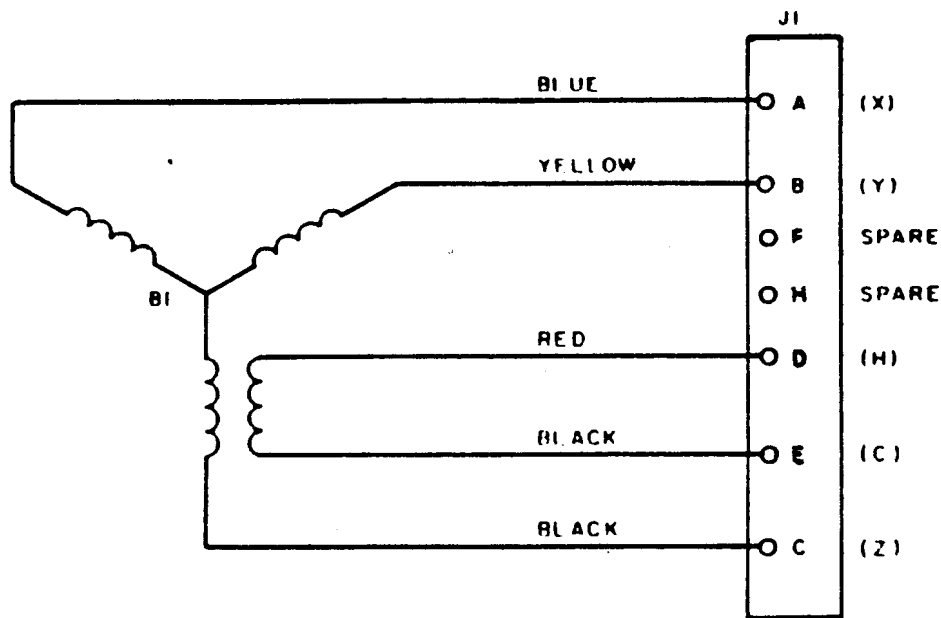


Figura 3-9 Esquema elétrico da válvula detectora de fluxo.

Operação do detector de fluxo

As figuras 3-10, 3-11 e 3-12 apresentam a válvula detectora de fluxo.

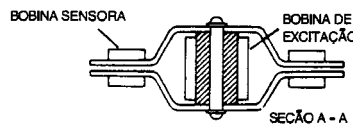
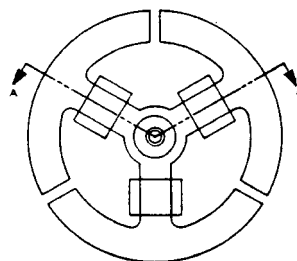
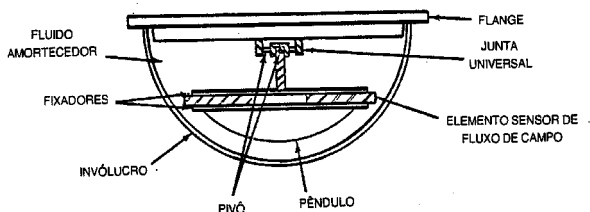


Figura 3-10 Válvula detectora de fluxo

Figura 3-11 Posicionamento das 3 bobinas

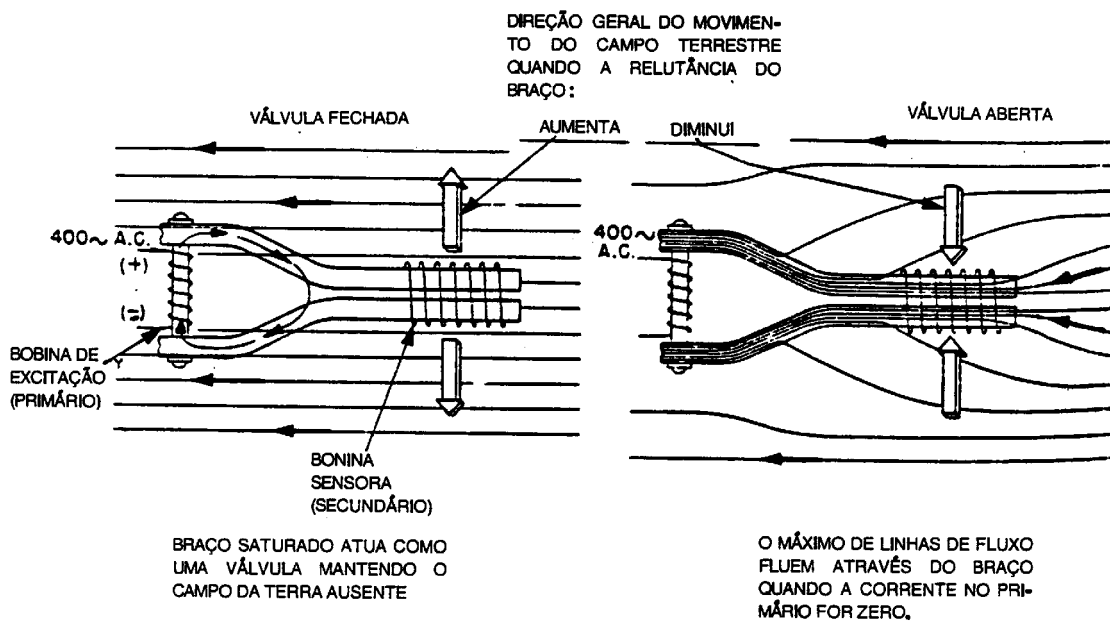


Figura 3-12 Deslocamento das linhas de fluxo

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 de fluxo são rejeitadas. Esta aceitação e rejeição do fluxo da terra, geram uma tensão nos três enrolamentos, que difere com cada rumo.

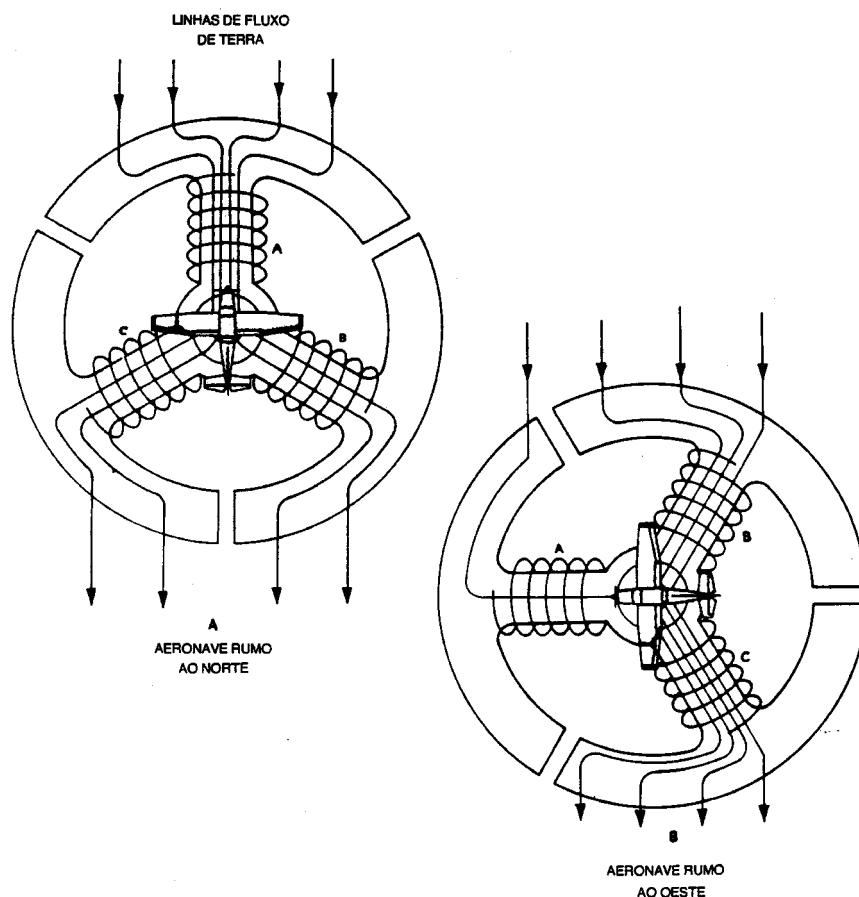


Figura 3-13 Interceptação das linhas de fluxo do campo da terra pela armação

Olhando o circuito básico da bússola giroscópica escrava na figura 3-14, vemos que o sinal do campo magnético da terra que 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 movimentará 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 pólo norte magnético da terra.

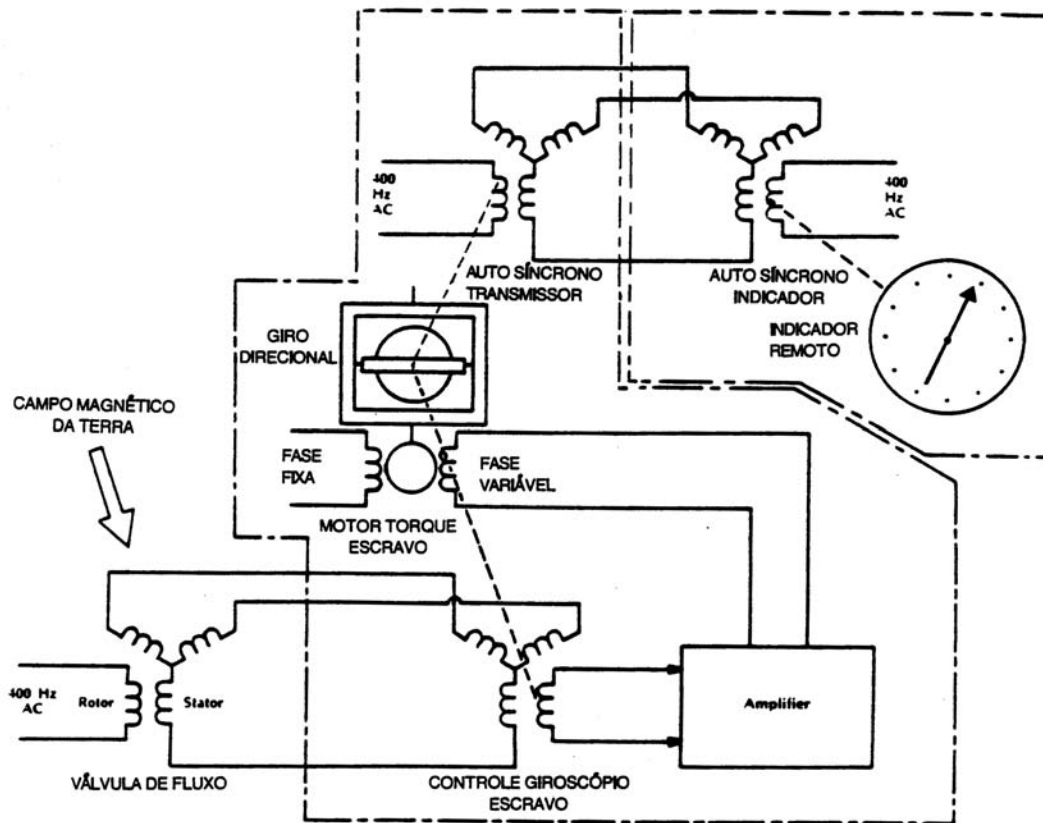


Figura 3-14 Circuito elétrico da bússola giroscópica

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 vôo. 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.

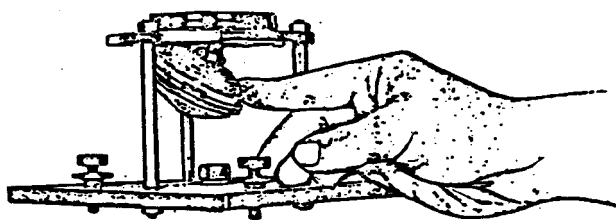


Figura 3-15 Elemento móvel pendular

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 vôo), a saída é um valor médio e usado somente para uma informação relativamente a longo prazo.

O elemento sensível 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 3-16 mostra um diagrama das ligações às bobinas do Síncrono e a bobina L4 instalada no elemento móvel pendular, que fica escravizado pela gravidade.

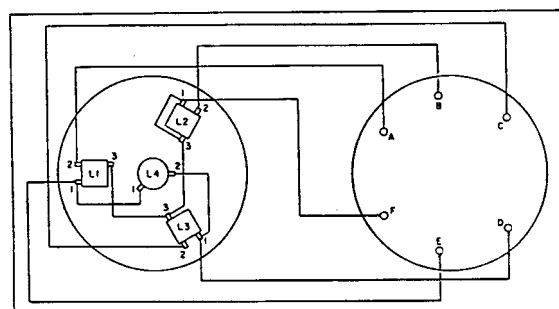


Figura 3-16 Ligações às bobinas

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).

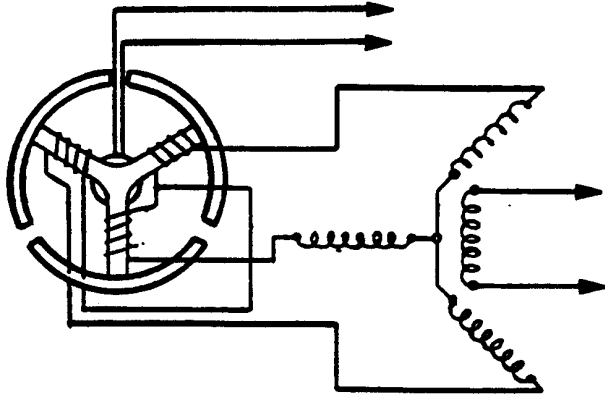


Figura 3-17 Compensador

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 3-18, o conjunto de compensação está ausente, mas vêem-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.

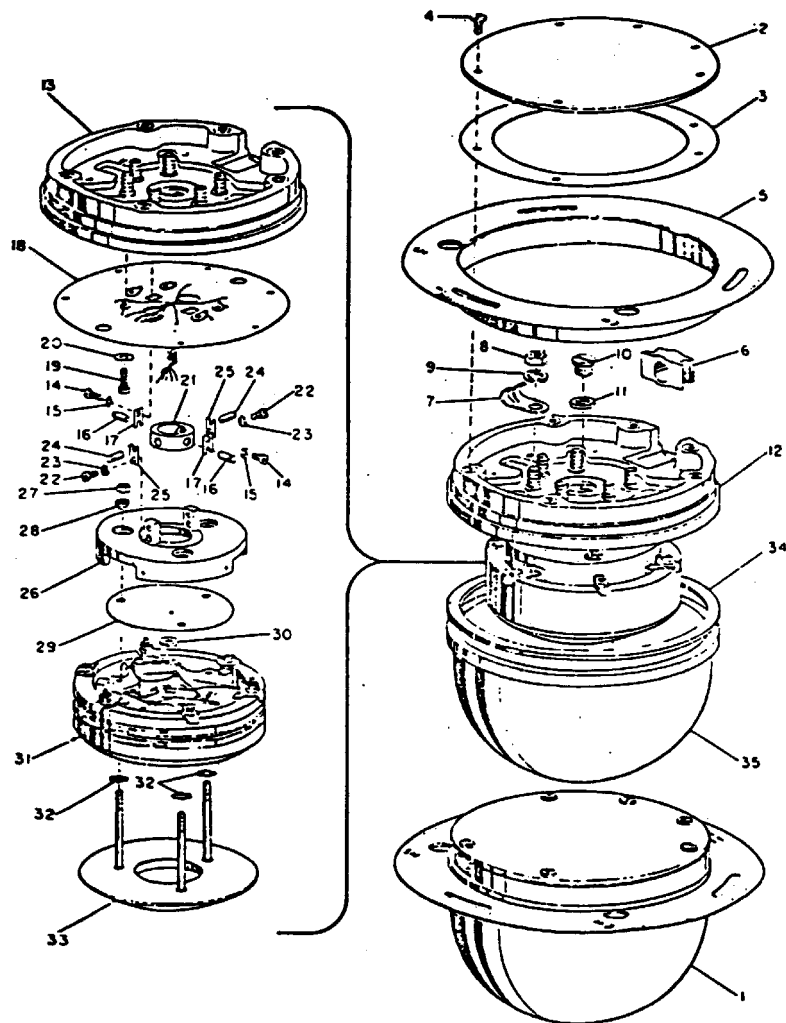


Figura 3-18 Válvula detectora de fluxo

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)

“Slaving Accessory”

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 produzem 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 332E-4. O circuito de acoplamento rápido é automaticamente ativado quando aplicada energia ao sistema. Após um minuto é desativa, retornando à condição normal. A falta de energia por mais de um minuto coloca o sistema na operação de acoplamento rápido.

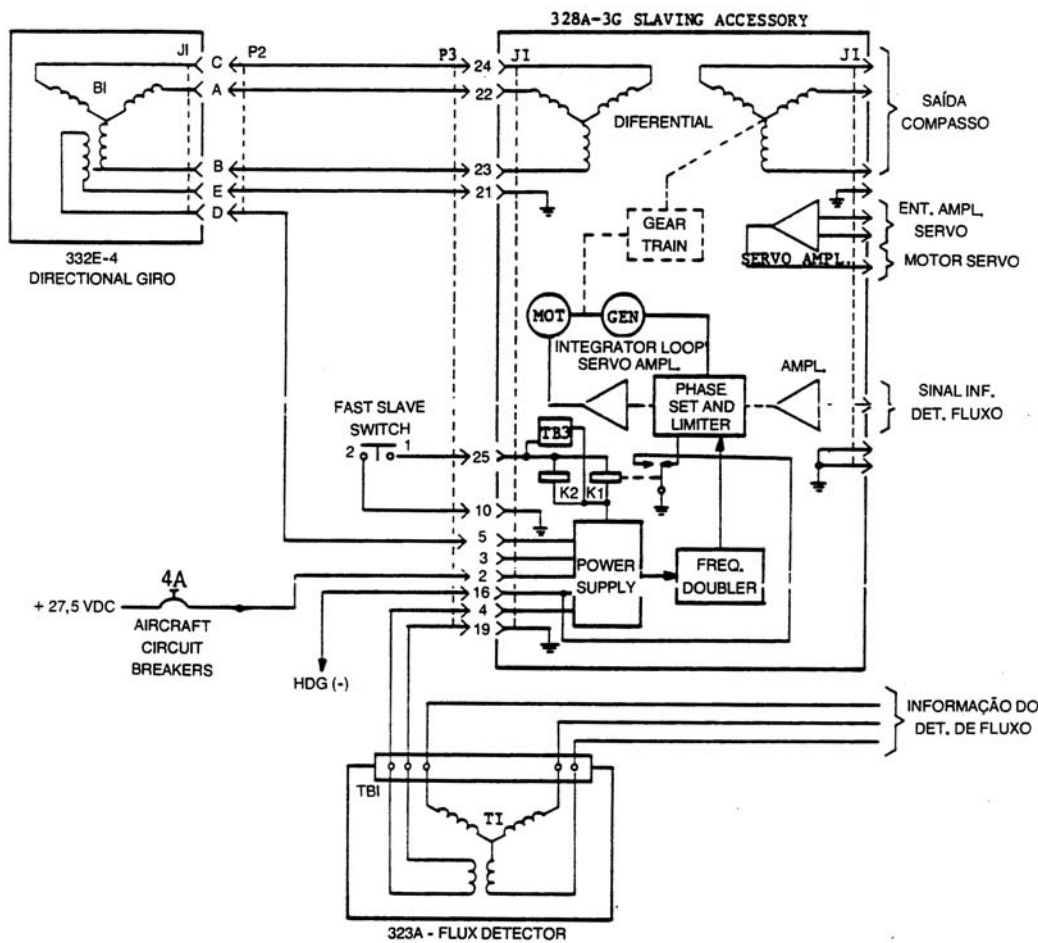


Figura 3-20 Esquema elétrico da unidade de controle e acoplamento

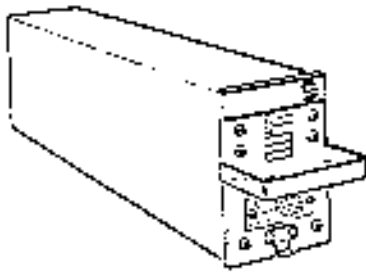


Figura 3-19 Unidade de controle e acoplamento

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

Alimentação27V CC 2,6 A

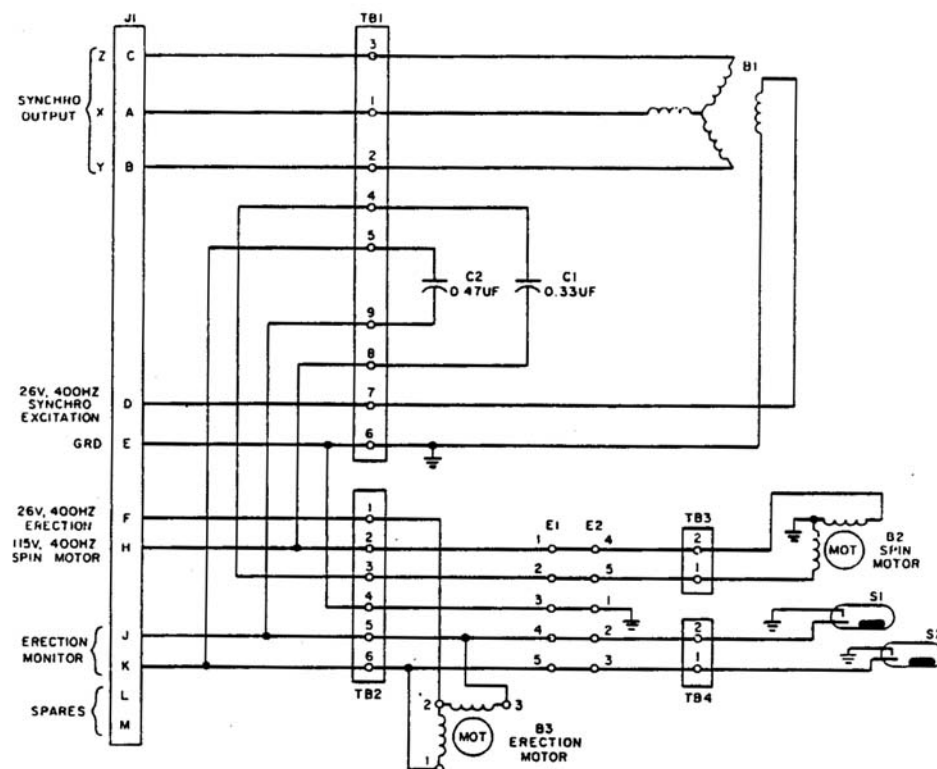
Temperatura-55 a + 70° c

Altitude-1.000 a + 40.000 pés

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.

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



Alimentação26 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

Figura 3-21 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.

O mecanismo interno do giro é constituído de 2 (dois) anéis “gimbal”, e um rotor, (são todos intersustentados por rolamentos em eixos de precisão).

Na parte inferior do giro, encontram-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 giroscópio 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 a 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 inspecionados 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.

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.

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.

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, consequentemente, 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.

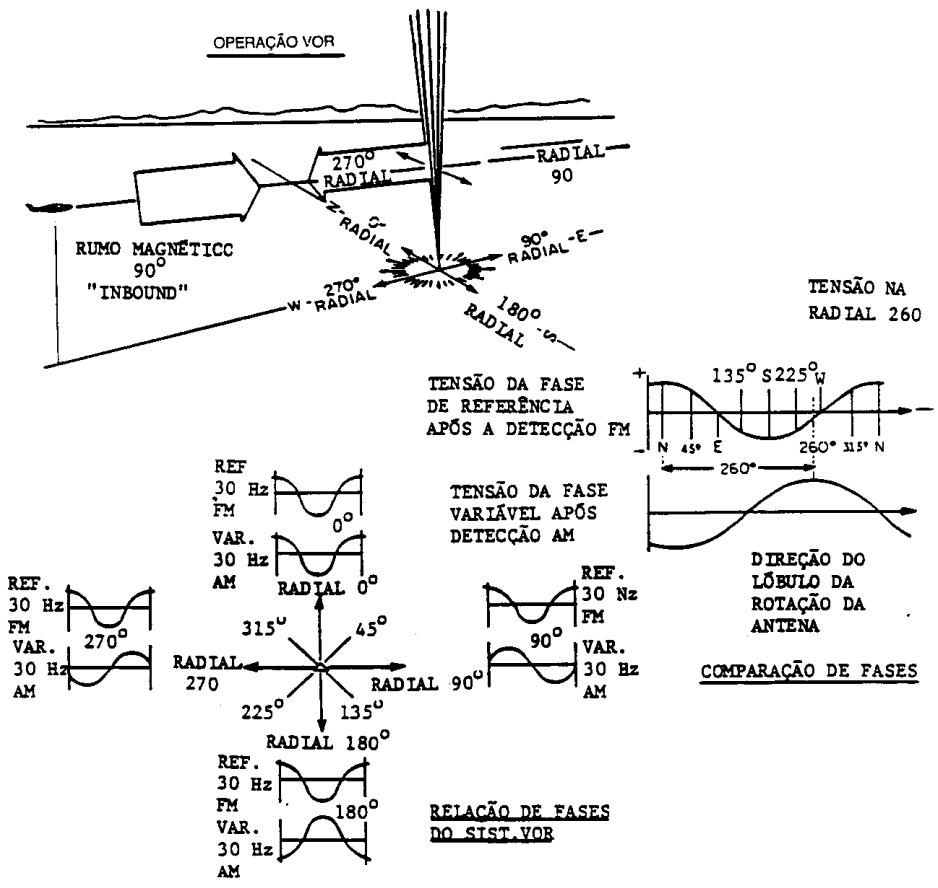


Figura 3-22 Princípios do VOR

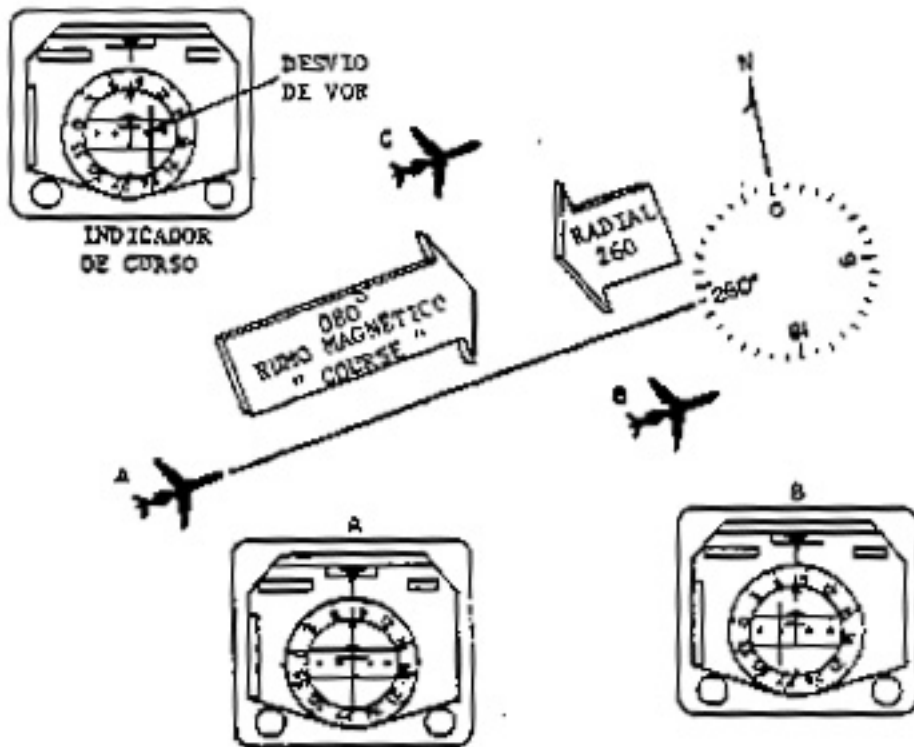


Figura 3-23 Operação VOR

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 sub-sistema 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 3-24.

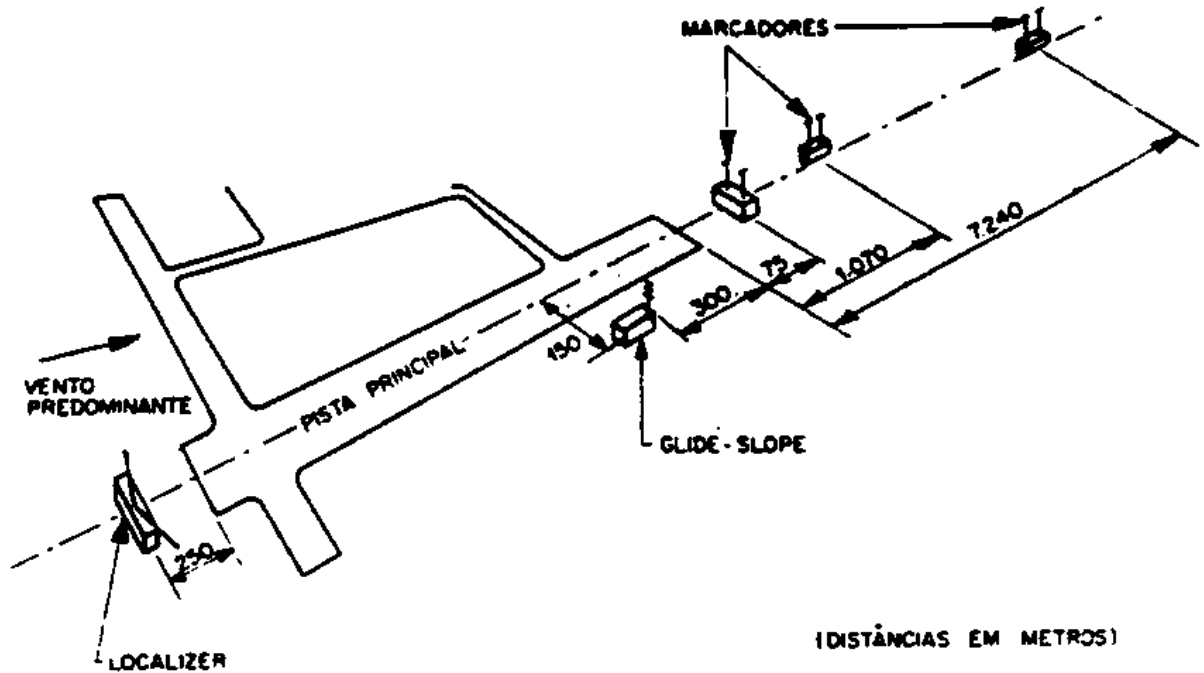


Figura 3-24 Componentes do Sistema de Pouso por Instrumentos

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 3-25.

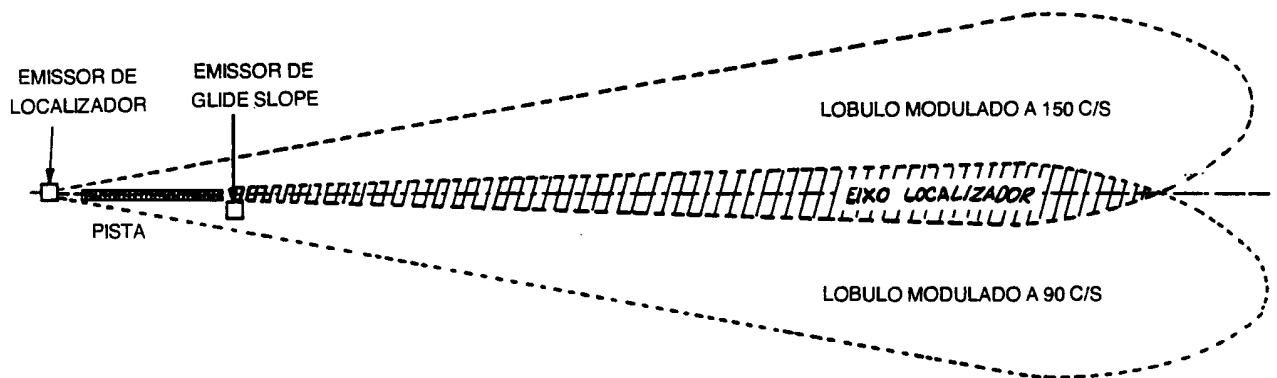


Figura 3-25 Sistema "Localizador de Pista"

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 3-26.

O segundo sub-sistema 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 3-27).

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.

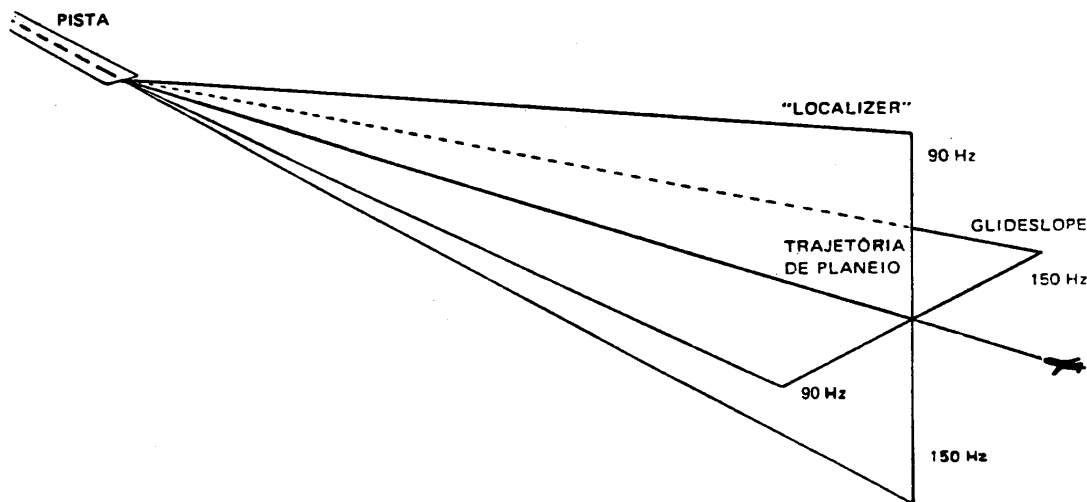


Figura 3-26 Trajetória de Planeio

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 3-27.

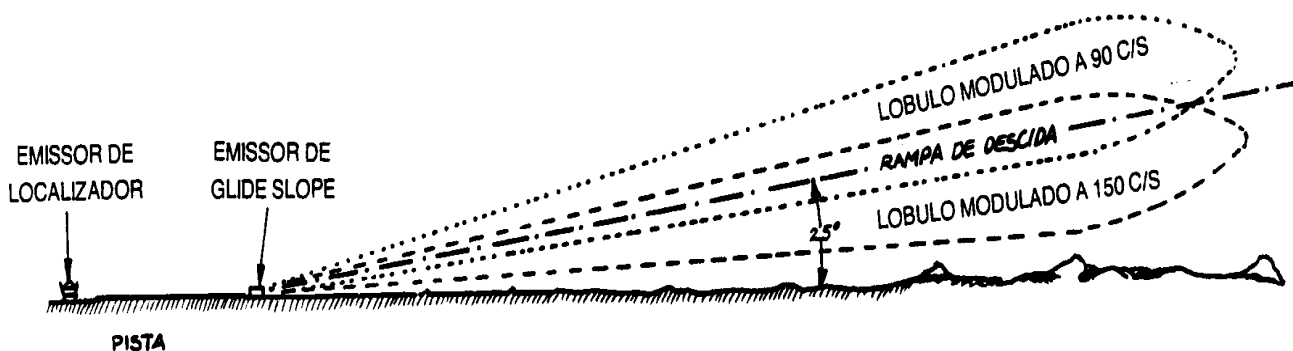


Figura 3-27 Sistema "Ângulo de Planeio"

Finalmente, resta o terceiro sub-sistema, o de “marcadores de pista” (*Marker Beacons*), constituído de três transmissores alinhados com o eixo da pista, conforme ilustrado na figura 3-28. 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.

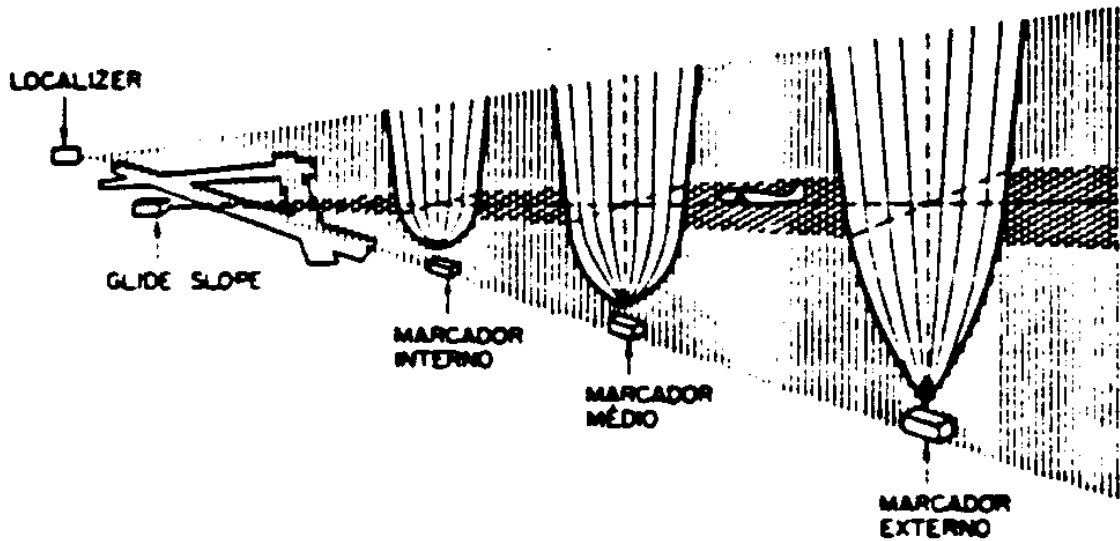


Figura 3-28 Sistemas “Marcadores de Pista”

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.

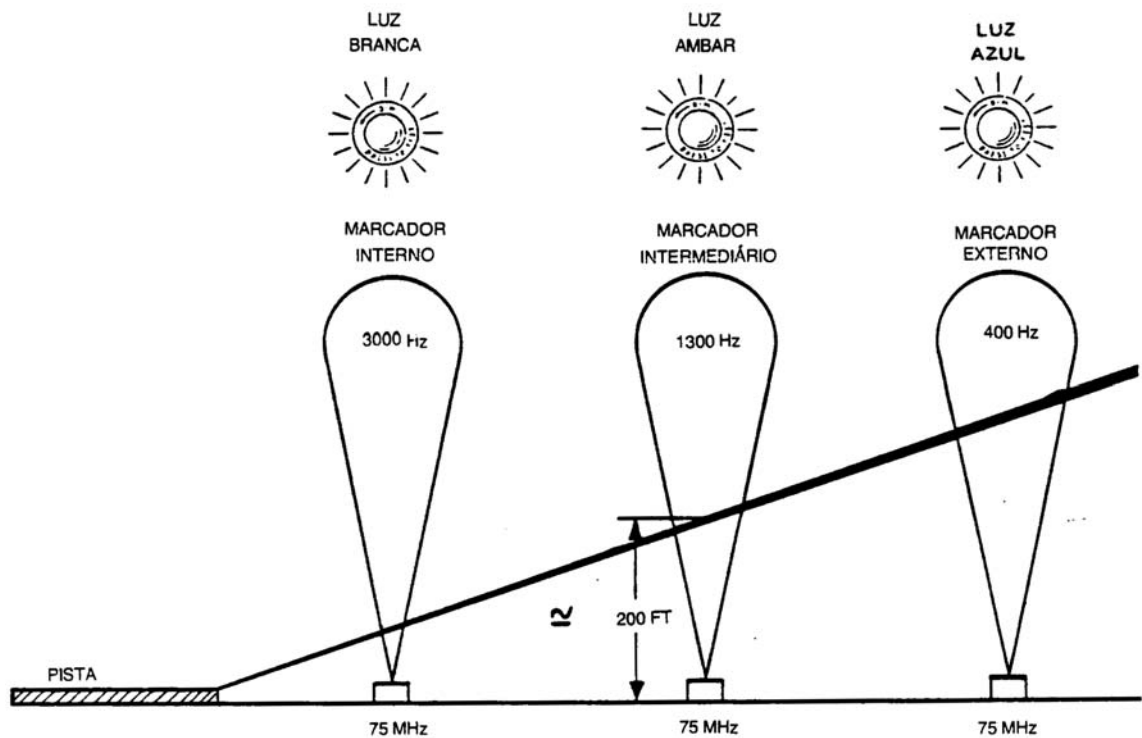


Figura 3-29 Indicadores dos Sistemas “Marcadores de Pista”

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.

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".

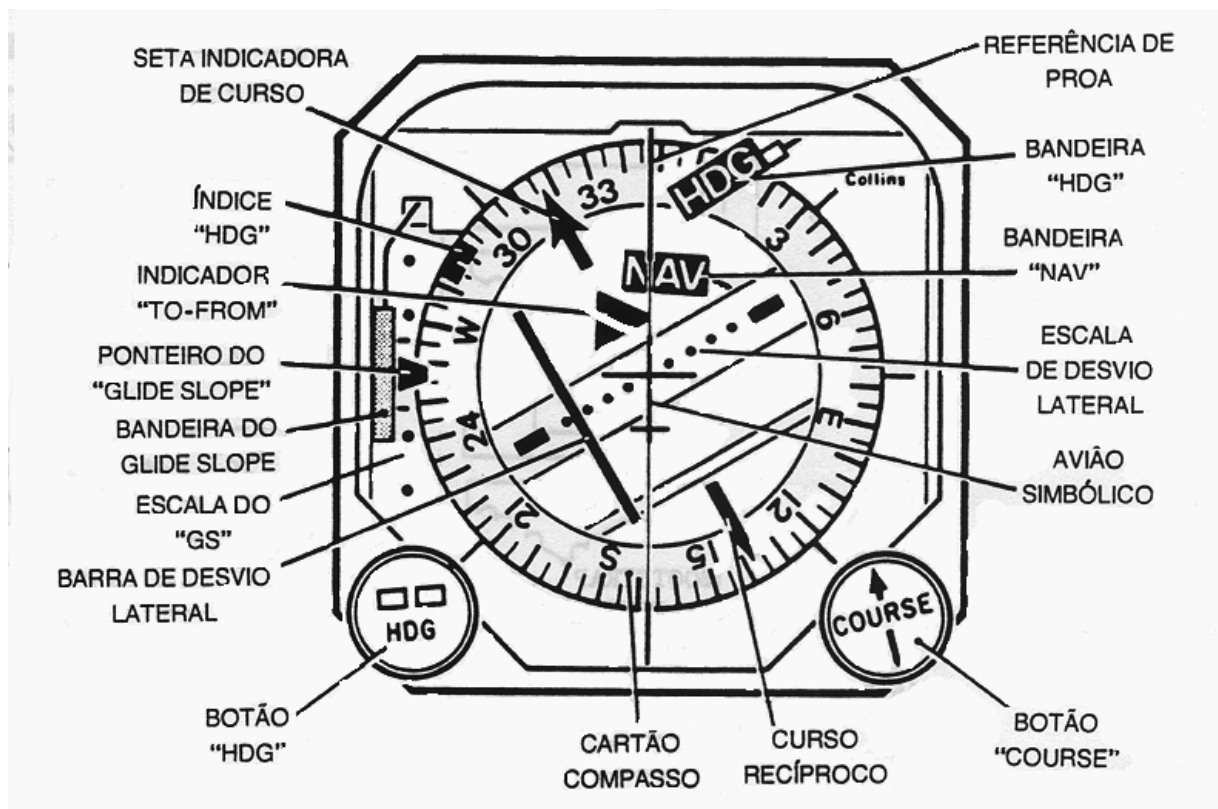


Figura 3-30 Indicador de Curso (HSI)

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 ± 10µA
 e no batente fora da visão a 245 ± 12µA;
 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 vôo; 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.

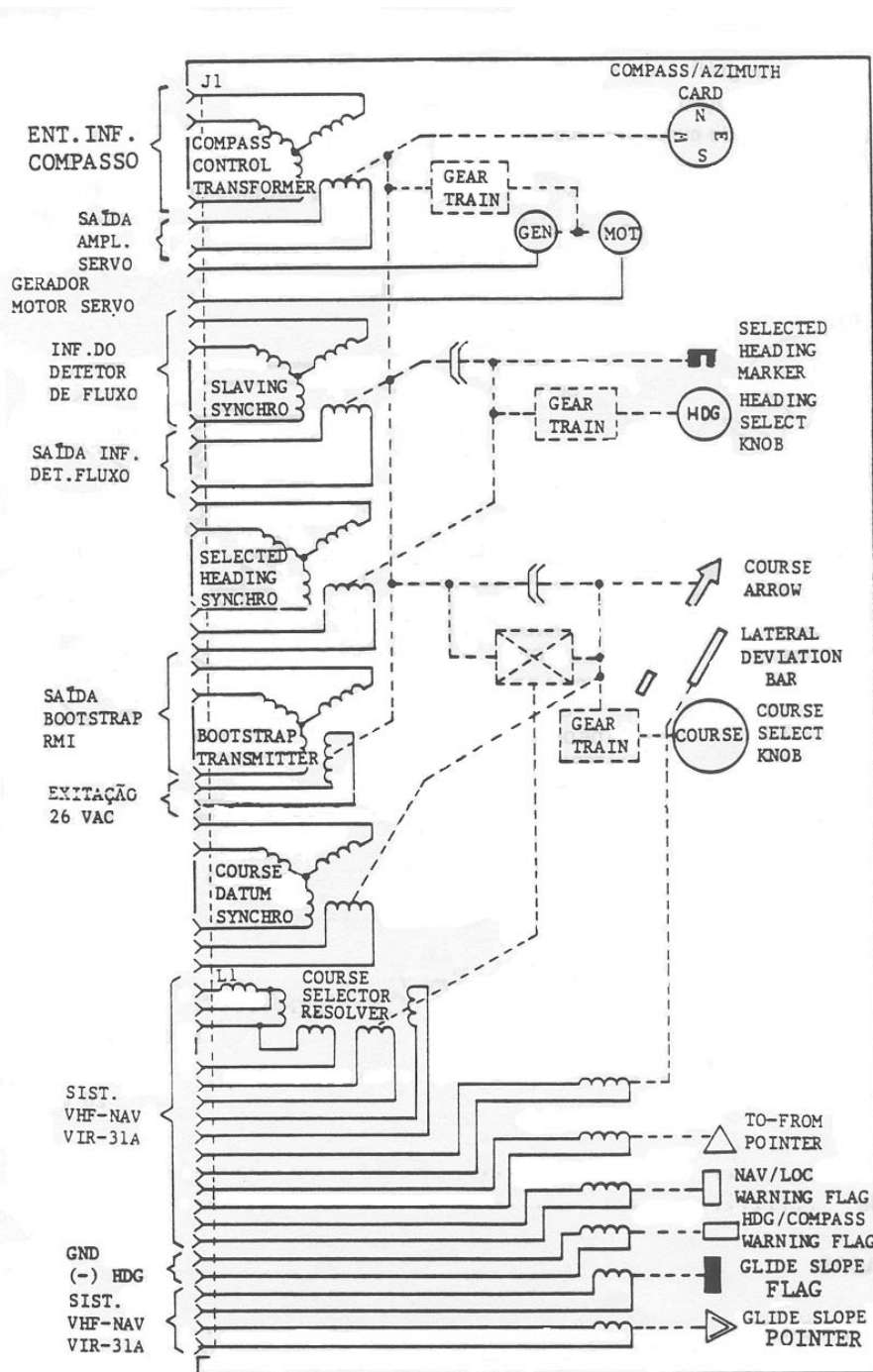
Os indicadores e alarmes do HSI são: desvios de VOR e LOC, desvios de GS,

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.



3-31 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

Fornece 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 VHF-NAV 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 ambigüidade 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 VHF-NAV 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"

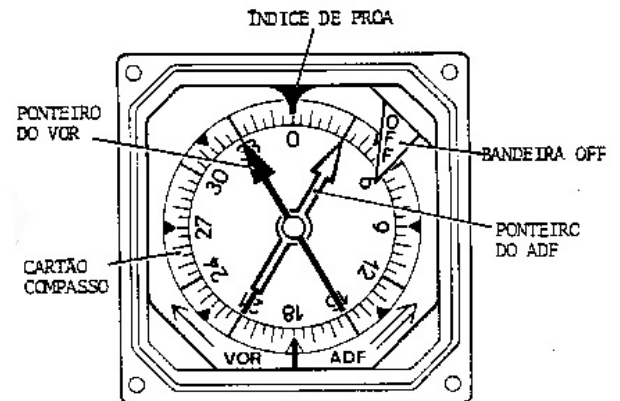
A escala do *GLIDE SLOPE* indica a quantidade de graus em que a trajetória de planeio do avião está do centro do feixe do GS. Cada ponto na escala do GS vale, aproximadamente 0,35.

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.



Indicador Radiomagnético - RMI

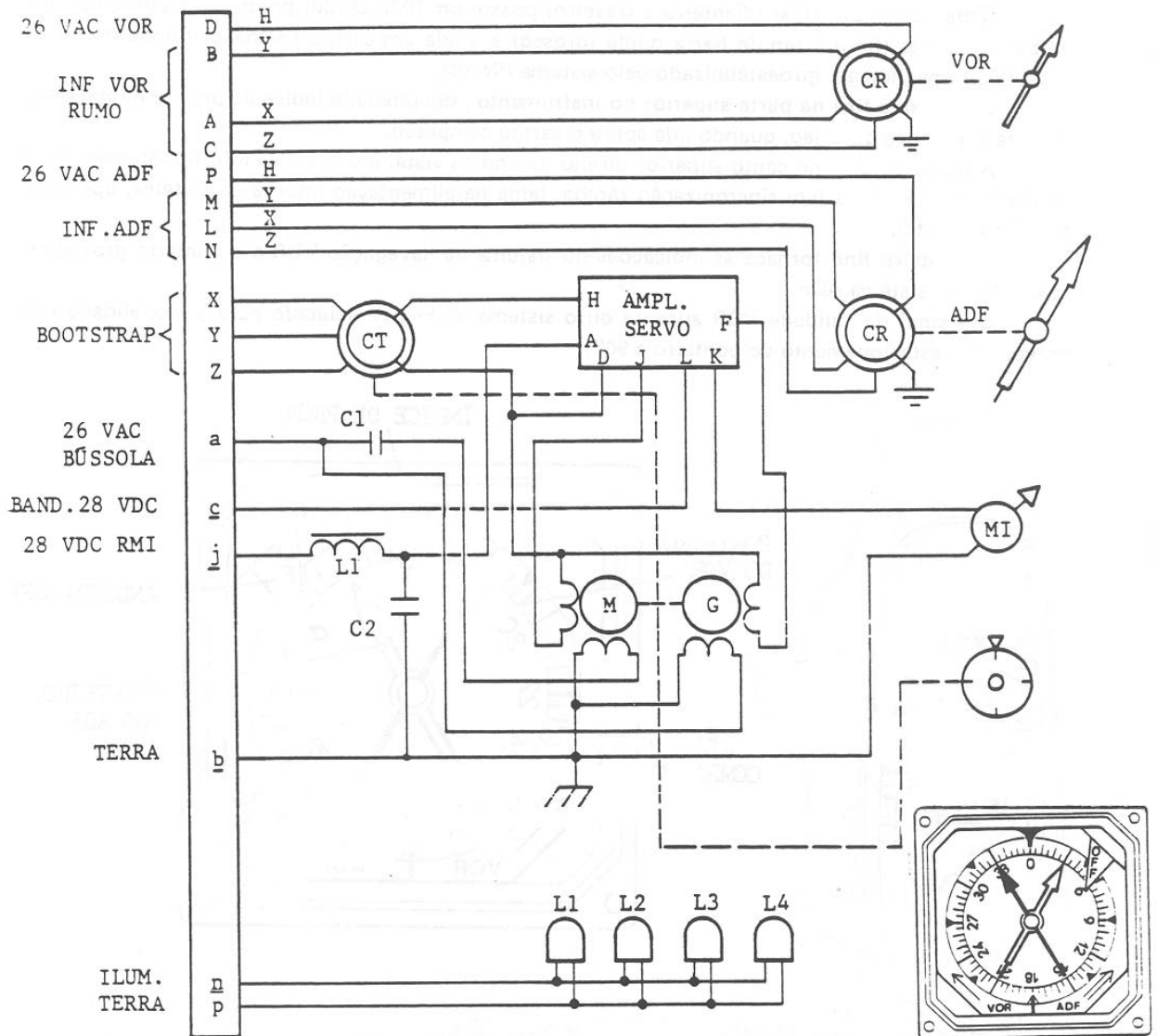


Figura 3-33 Diagrama do Indicador Radiomagnético

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/coseno onda
 quadrada
 Entrada do Cartão Compassosíncrono X,Y
 Bandeira OFF27 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.

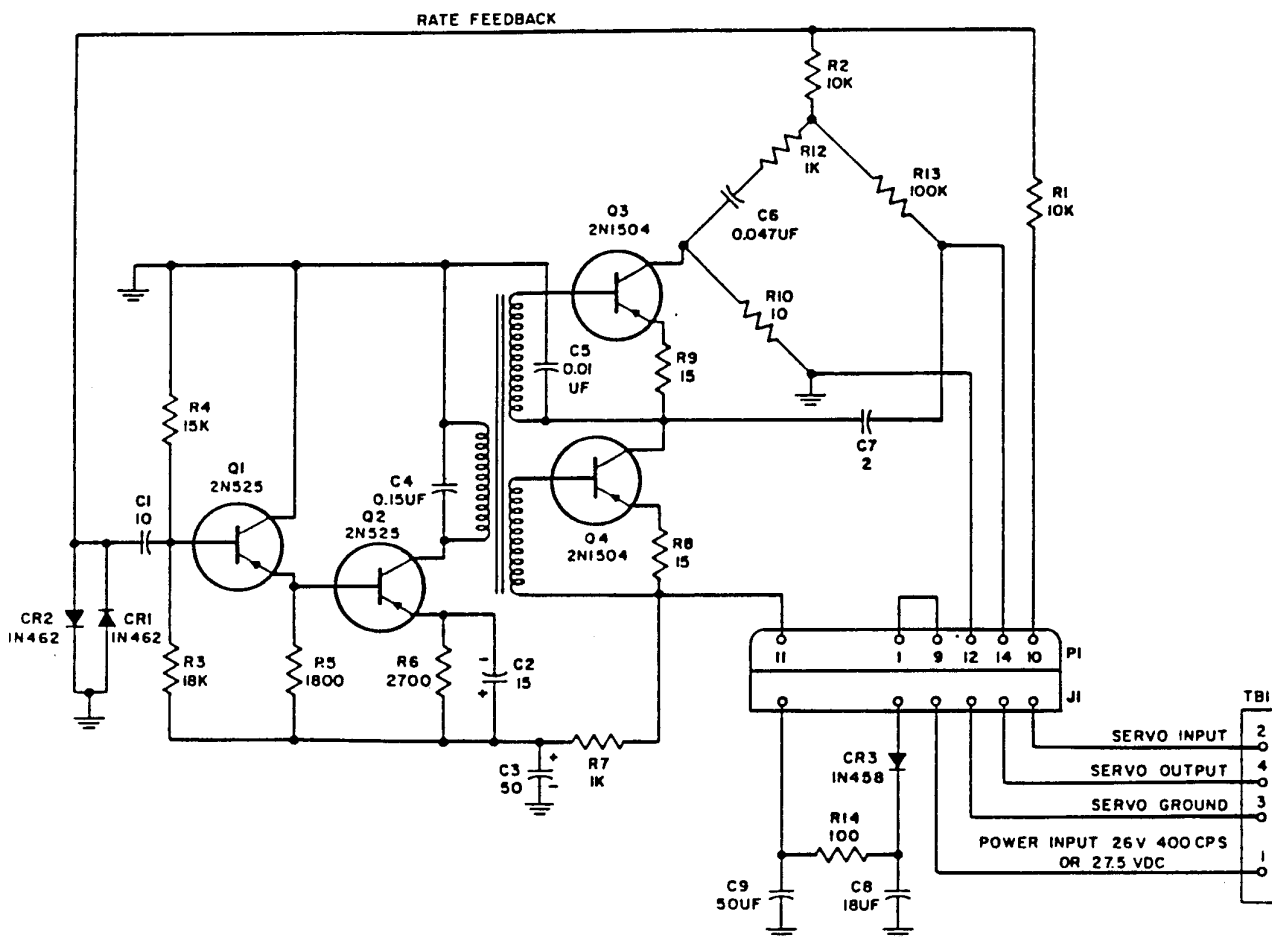


Figura 3-34 Diagrama do Amplificador Servo – 341C-1

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

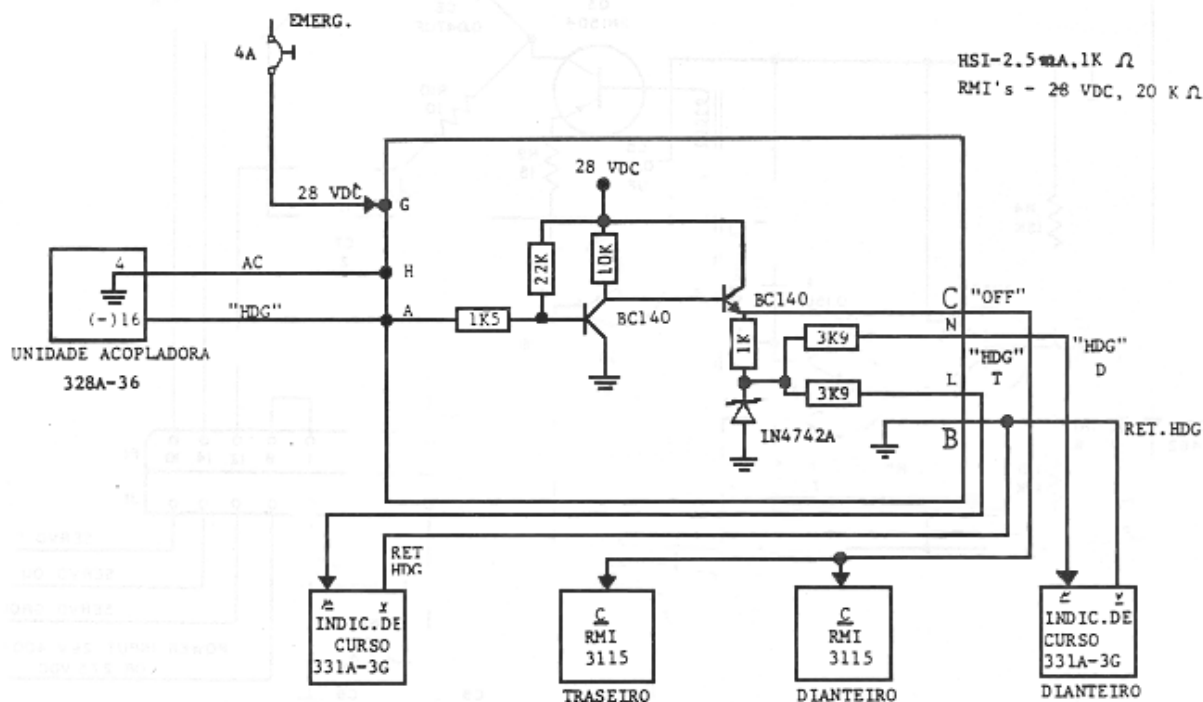


Figura 3-35 Diagrama do adaptador de bandeira

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 331^A-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 sua informações.

Em condições normais de vôo a indicação do rumo magnético e os erros do giro direcional são corrigidos na razão de 3° por minuto.

à terceira posição (central).

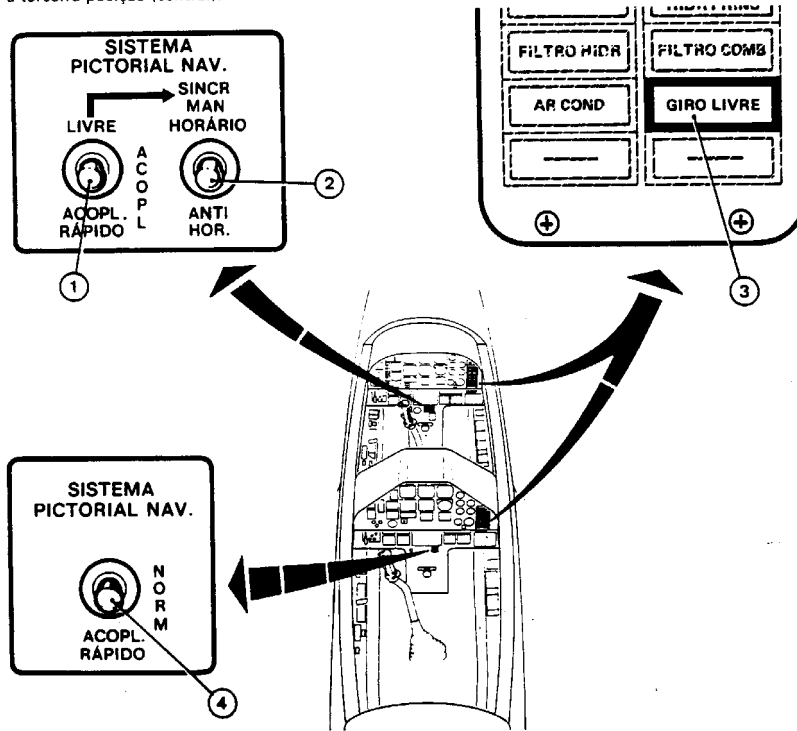


Figura 3-36 Interruptores de sincronismo

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 graus permite ajuste de até 10° para cada lado.

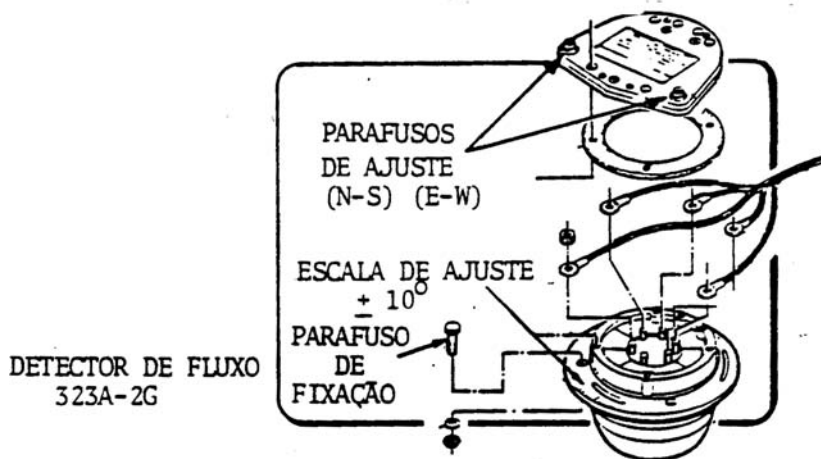


Figura 3-37 Detector de fluxo

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:

$$\frac{(N) + (E) + (S) + (N)}{4}$$

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.

INSTRUMENTOS DO MOTOR

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.

4 Elétrico – Descrição Geral

O sistema de indicação de torque do motor, é constituído de um torquímetro hidro-mecânico, 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).

5 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.

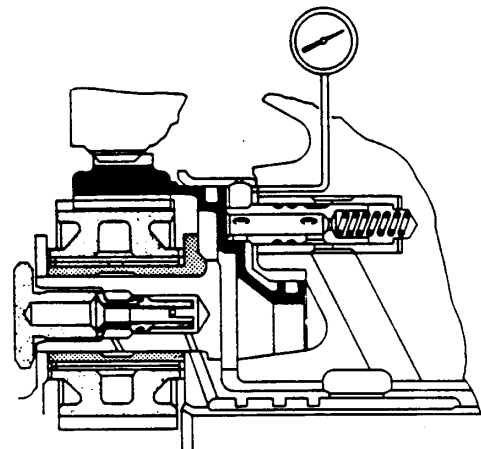
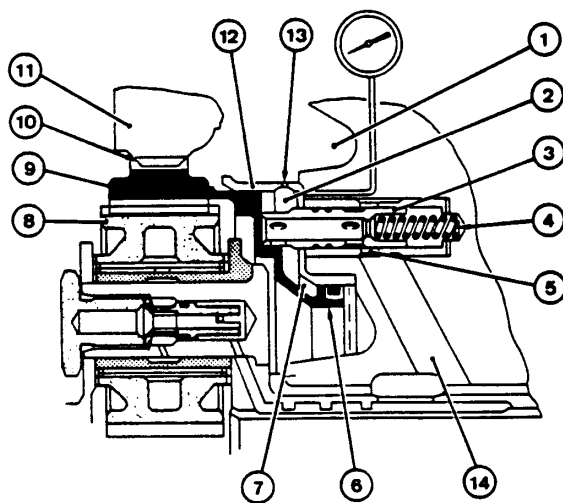
O deslocamento do êmbolo da válvula provoca a abertura de um orifício calibrado, que permite a entrada de um fluxo de óleo pressurizado na câmara do torquímetro.

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 a 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

Figura 4-1 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.

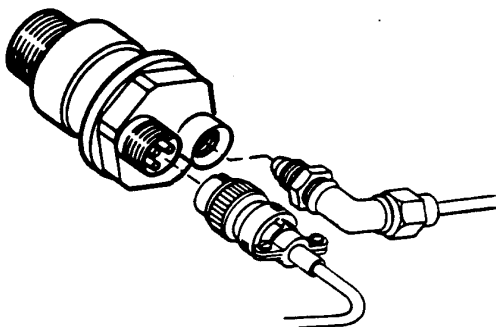


Fig. 4-2 Transmissor de torque

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.

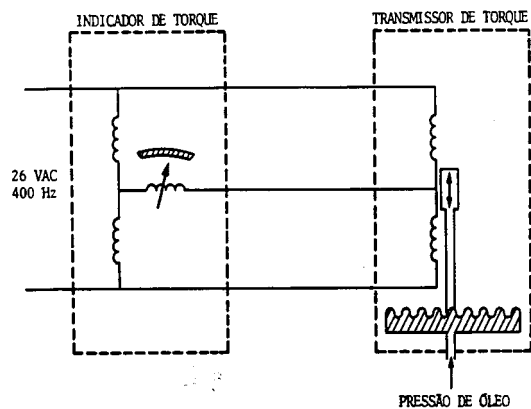


Figura 4-3 Circuito elétrico de indicação de torque

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

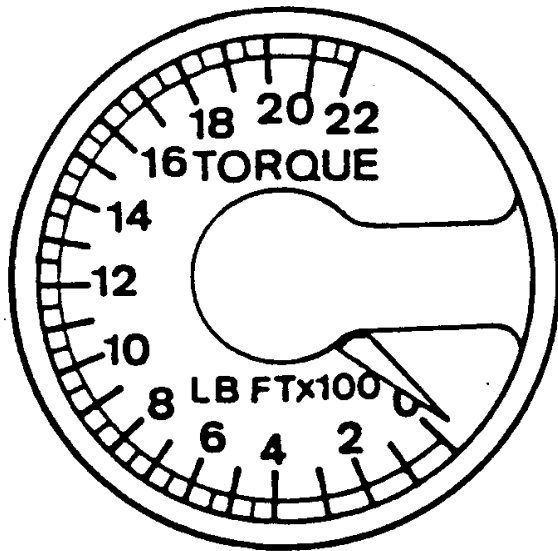


Figura 4-4 Indicador de torque do motor

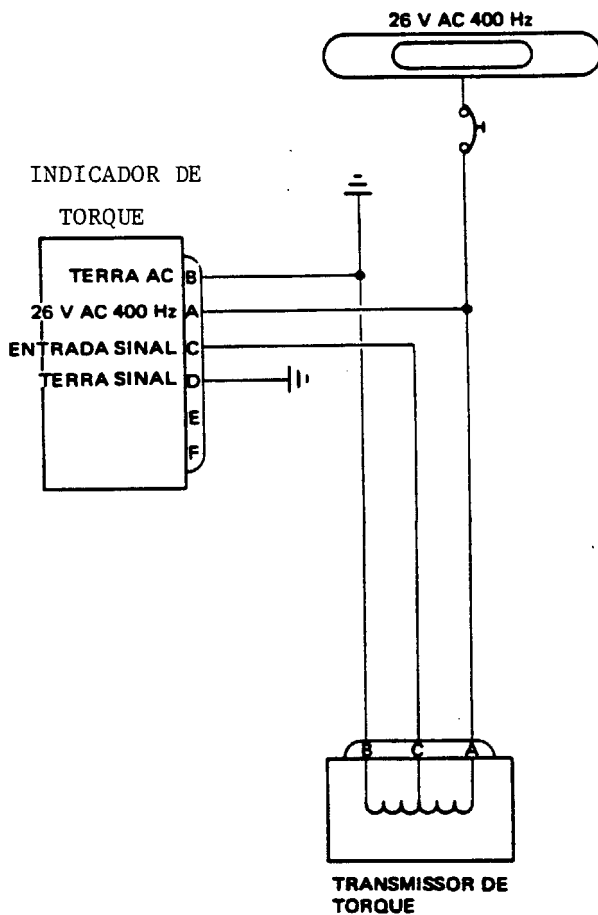


Figura 4-5 Diagrama esquemático do sistema de indicação de torque

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.

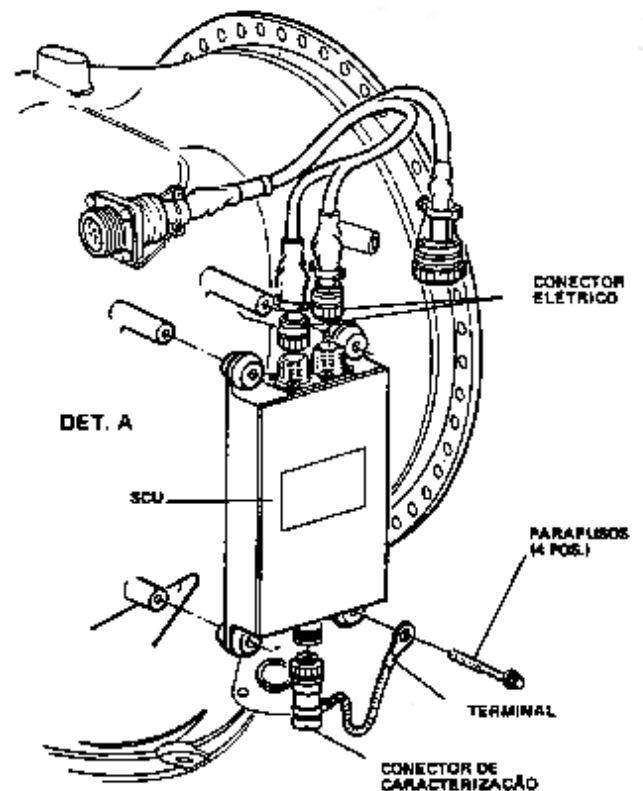
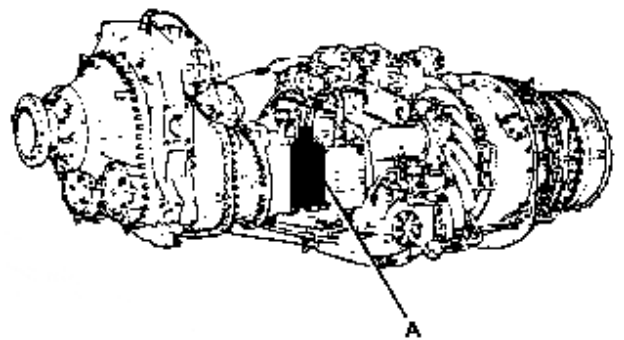


Figura 4-6 Unidade Condicionadora de Sinais (SCU)

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.

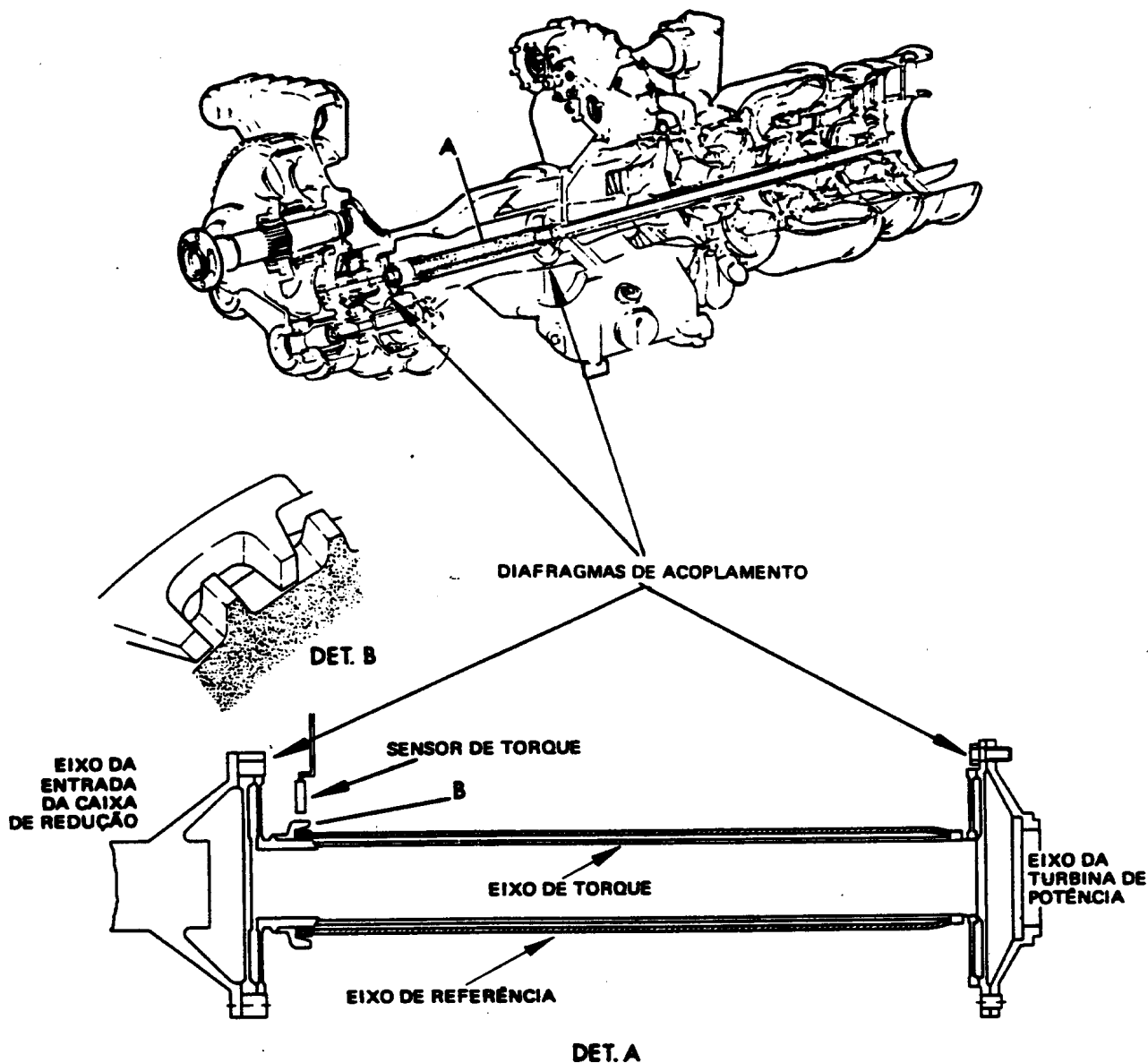


Figura 4-7 Localização do Torquímetro

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.

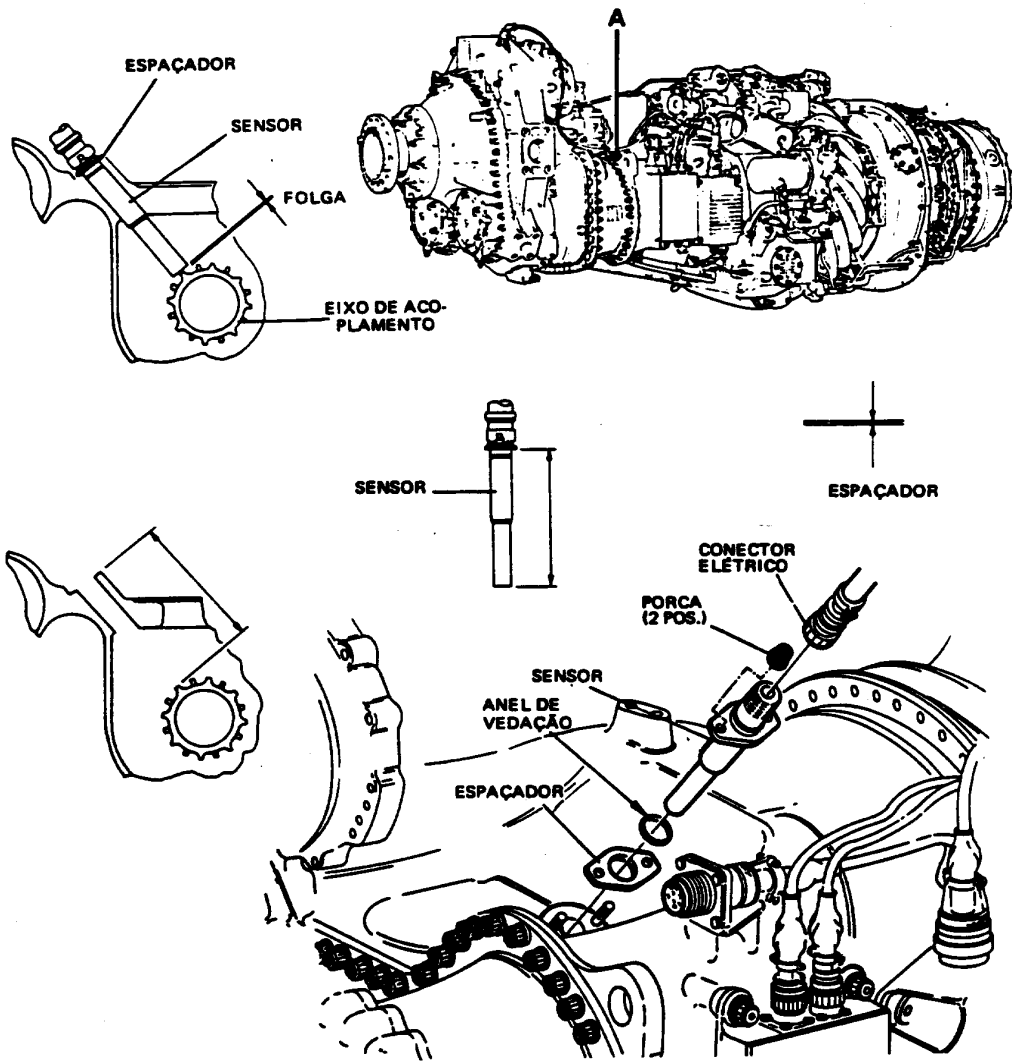


Figura 4-8 Localização do sensor de torque

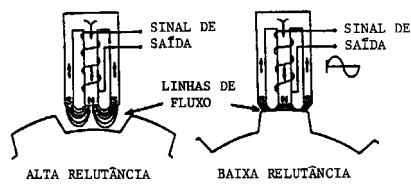
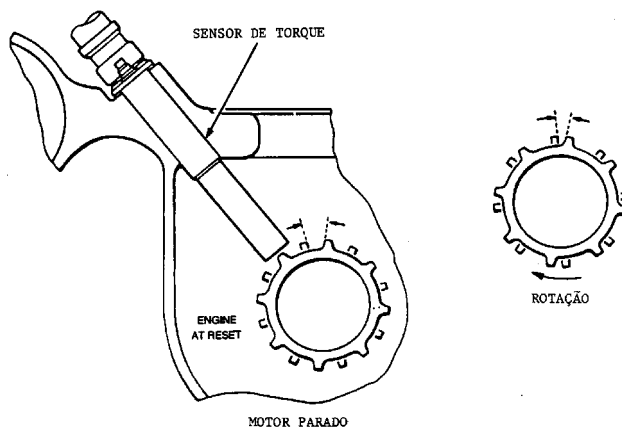


Figura 4-9 Sensor de torque

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 podem ser vistas 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.

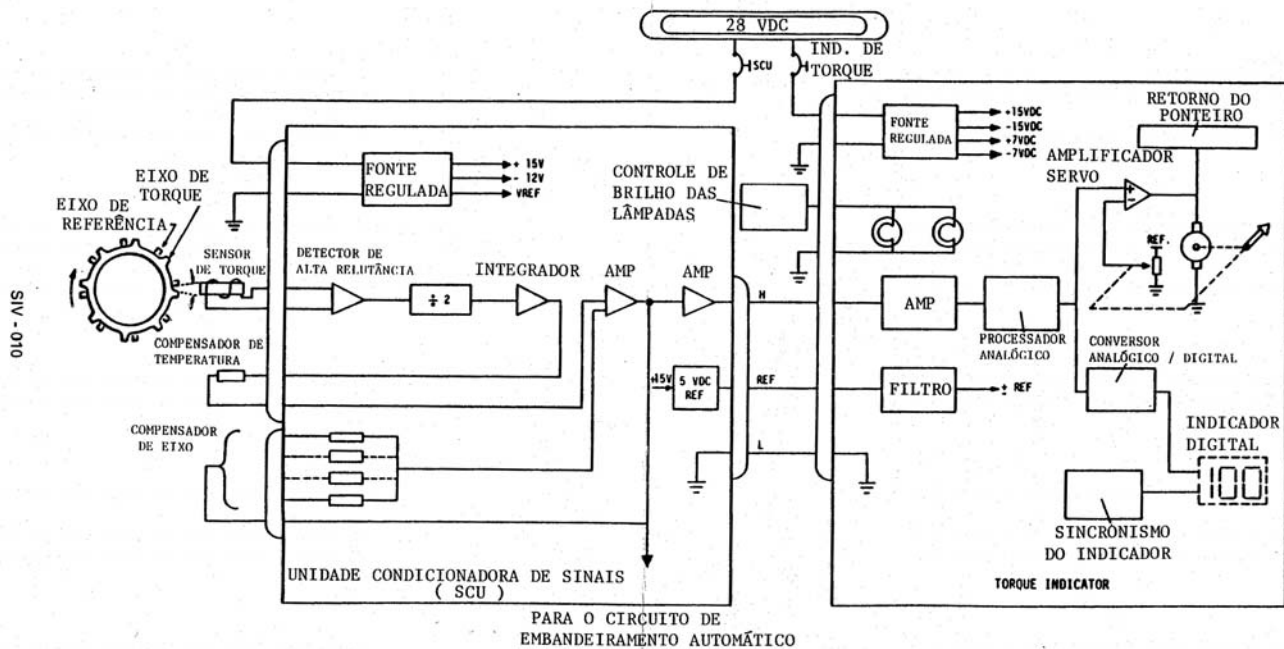


Figura 4-10 Diagrama do circuito eletrônico de indicação de torque

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 INDICADOR DE TEMPERATURA DO AR EXTERNO.

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.

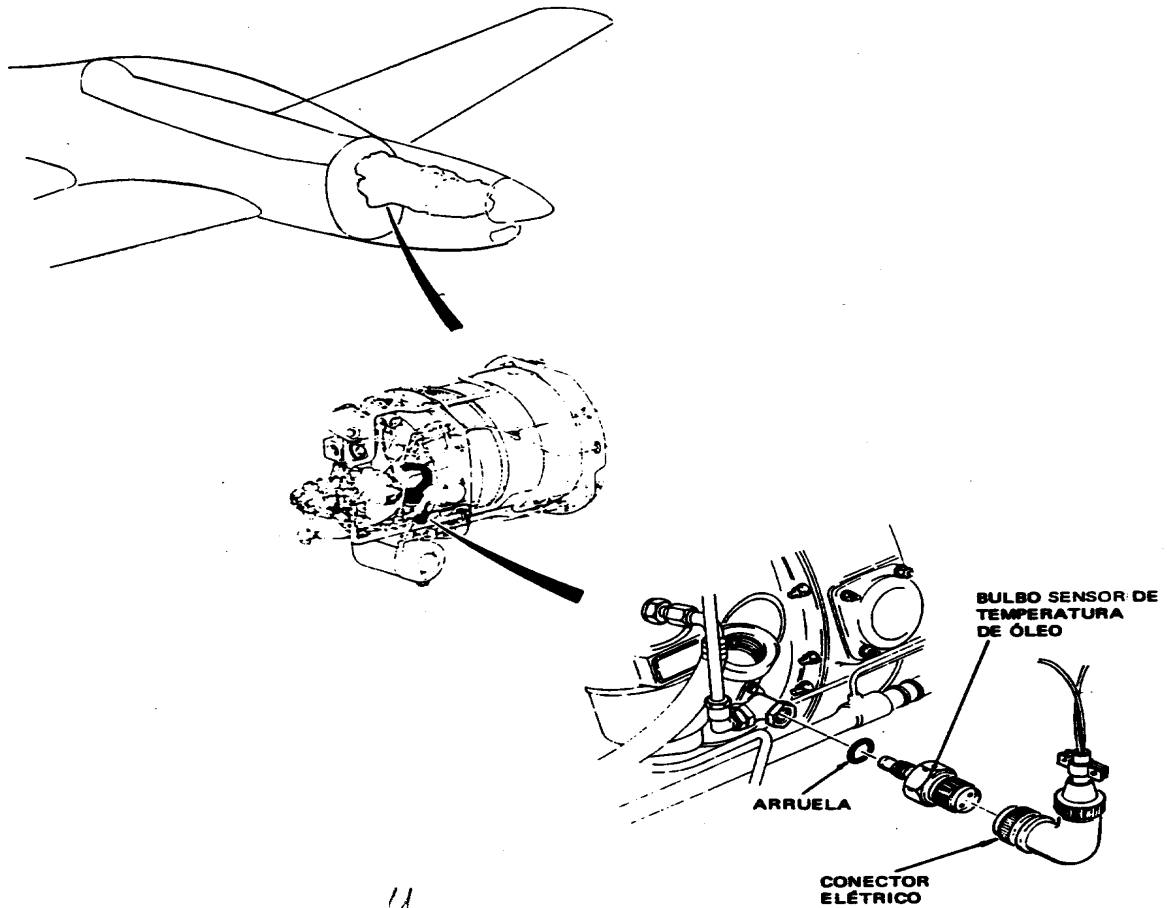


Figura 4-11 Localização do sensor de temperatura (bulbo)

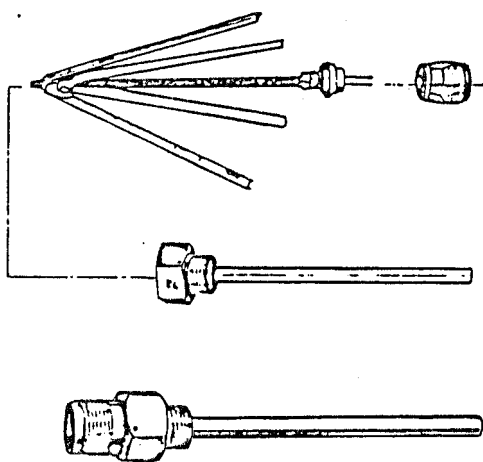


Figura 4-12 Elemento sensível à temperatura

Circuito Ponte de Wheatstone

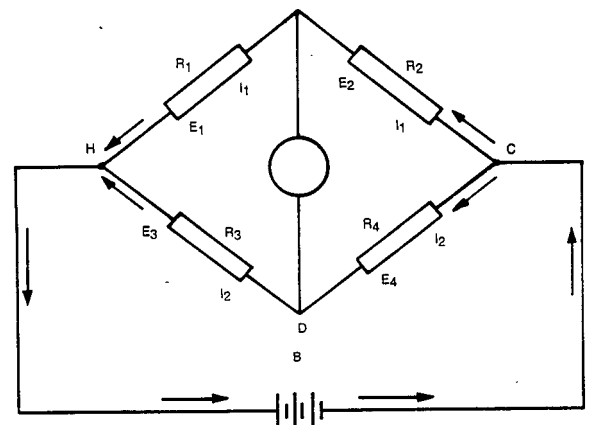


Figura 4-13 Diagrama de um circuito Ponte de Wheatstone

O circuito em ponte é composto de 4 resistências instaladas na forma apresentada na figura 4-13.

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 R1, R2, R3 e R4 as resistências dos braços HE, EC, HD e DC; I1 e I2 as intensidades das correntes que circulam por HEC e HDC; E1, E2, E3 e E4 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 E1 entre H e E é igual a E3, diferença de potencial entre H e D.

Seguindo-se um raciocínio análogo, chega-se à conclusão de que E2 é igual a E4.

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 4-14 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.

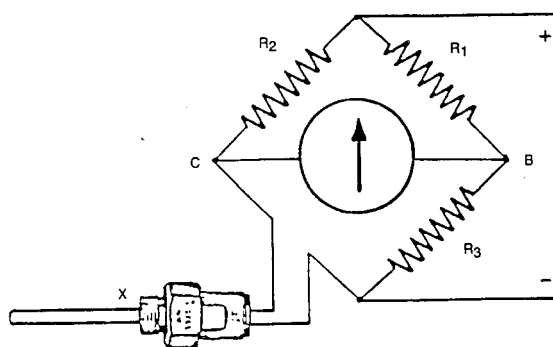


Figura 4-14 Circuito elétrico de indicação da temperatura do óleo

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.

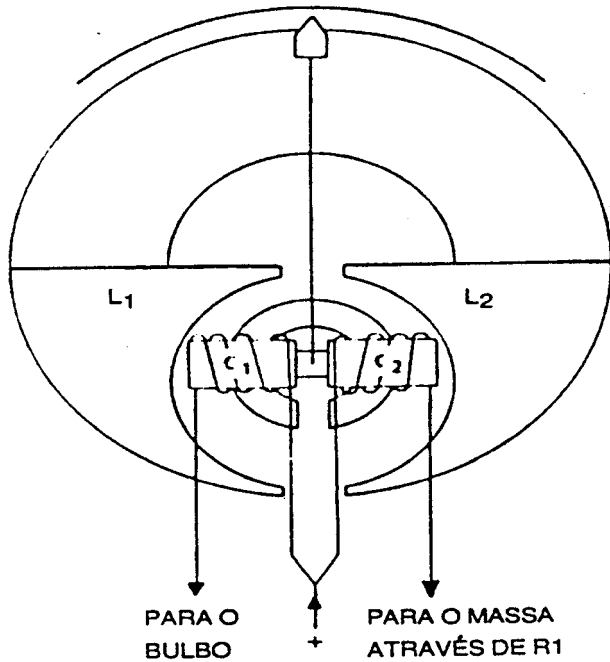


Figura 4-15 Galvanômetro

Este mecanismo compõe-se essencialmente de uma 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.

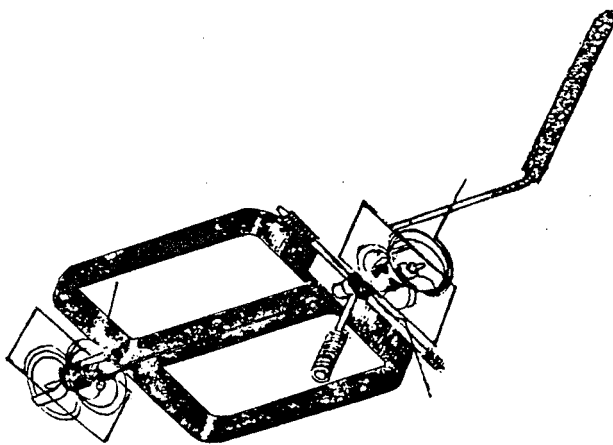


Figura 4-16 Mecanismo do indicador de temperatura

Estão pivotadas no mesmo eixo e se movem com ele ao redor de um núcleo de ferro doce que está colocado entre os pólos do ímã permanente. O núcleo é furado e ajustado excentricamente em relação aos pólos do ímã, formando um fluxo magnético crescente de baixo para cima.

Observa-se, pela figura 4-17, que este ajuste do núcleo proporcione uma distribuição desigual de linhas de força no entreferro.

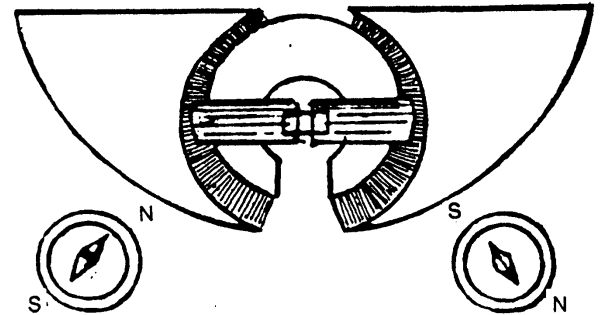


Figura 4-17 Ímãs permanentes

Quando a resistência do bulbo é baixa, a corrente flui através de L_1 para a massa, fazendo com que o ponteiro desloque-se para a faixa inferior da escala. Quando a resistência do bulbo é alta, a corrente maior será através de L_2 e indo também para a massa, fazendo com que o ponteiro desloque-se para a parte superior da escala.

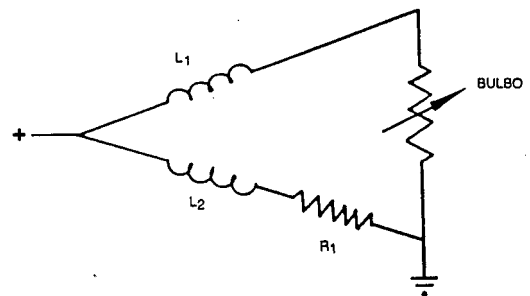


Figura 4-18 Circuito Ponte de Wheatstone

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 $^{\circ}\text{C}$. O sistema é alimentado com 28 VCC.

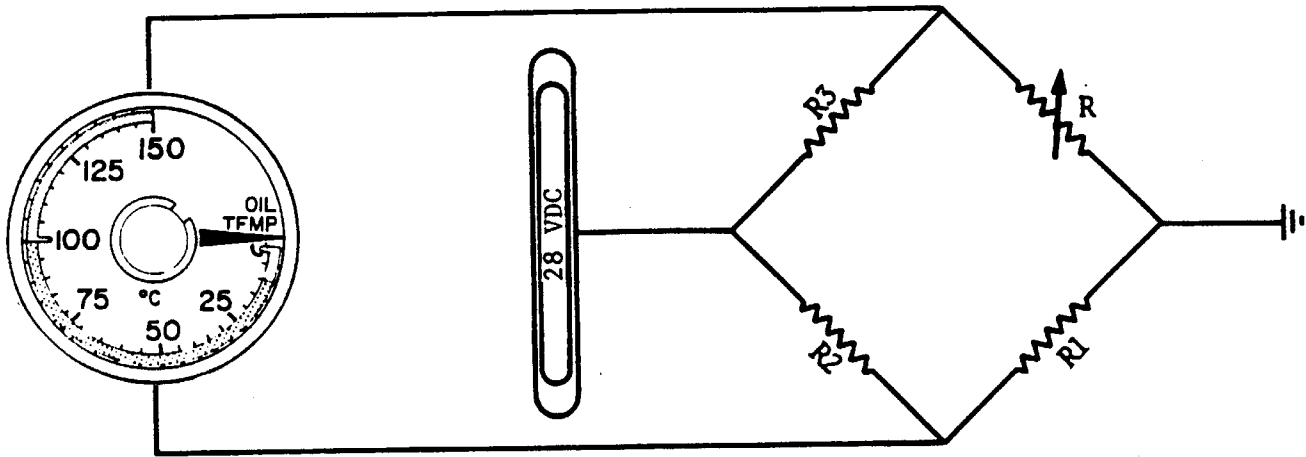


Figura 4-19 Circuito dos indicadores de temperatura do óleo

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.

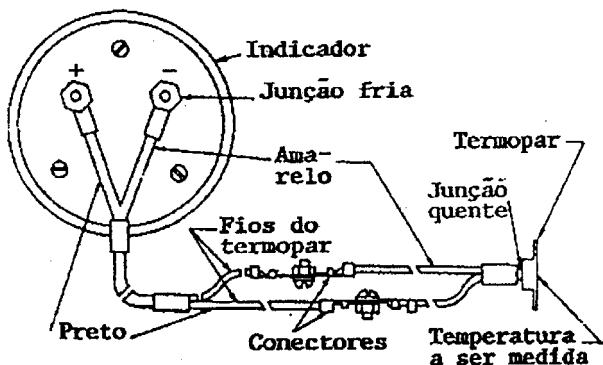


Figura 4-20 Sistema de indicação de temperatura da cabeça do cilindro

Um sistema típico de termômetro bimetalico (figura 4-20) usado para indicar a temperatura do motor, consiste de um indicador galvanômetro calibrado em graus centígrados, um termopar bimetalico, e condutores bimetalicos.

Os termopares condutores ou as sondas bimetalicas 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 *cromel* e *alumel* é usada em motores a jato.

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

Dois tipos comuns são mostrados na figura 4-21; 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*.

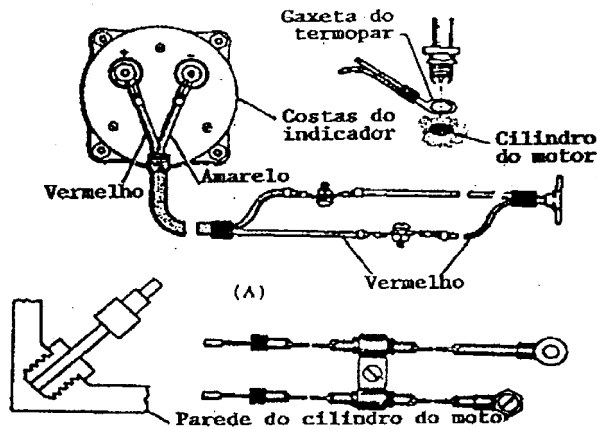


Figura 4-21 Termopares: A – tipo gaxeta;
B – tipo baioneta

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.

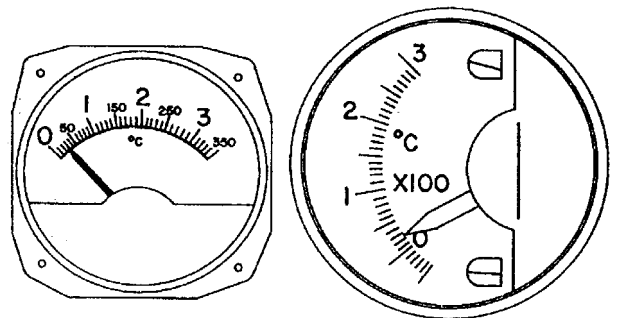


Figura 4-22 Indicadores de temperatura de termopares

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*).

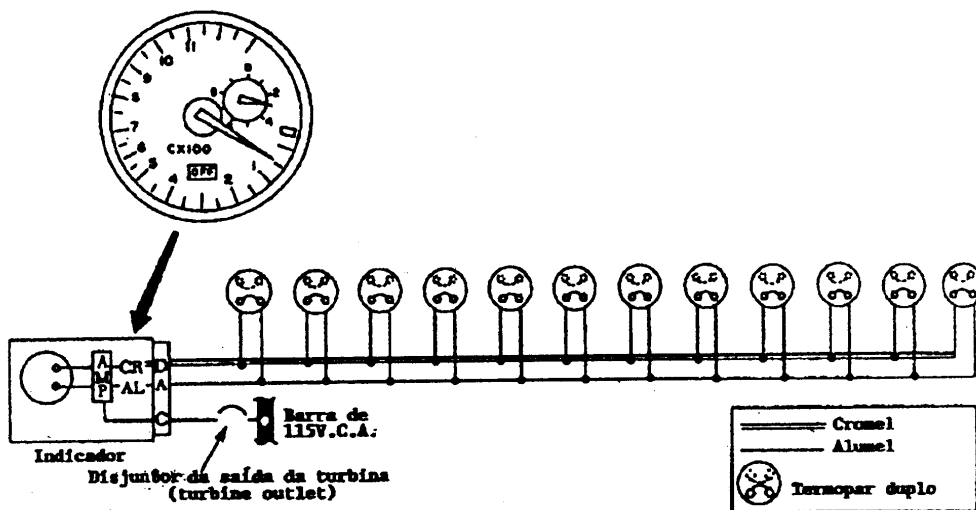


Figura 4-23 Típico sistema de indicação de temperatura dos gases do escapamento

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

Uma sonda de medir temperatura dos gases 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 4-23. 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.

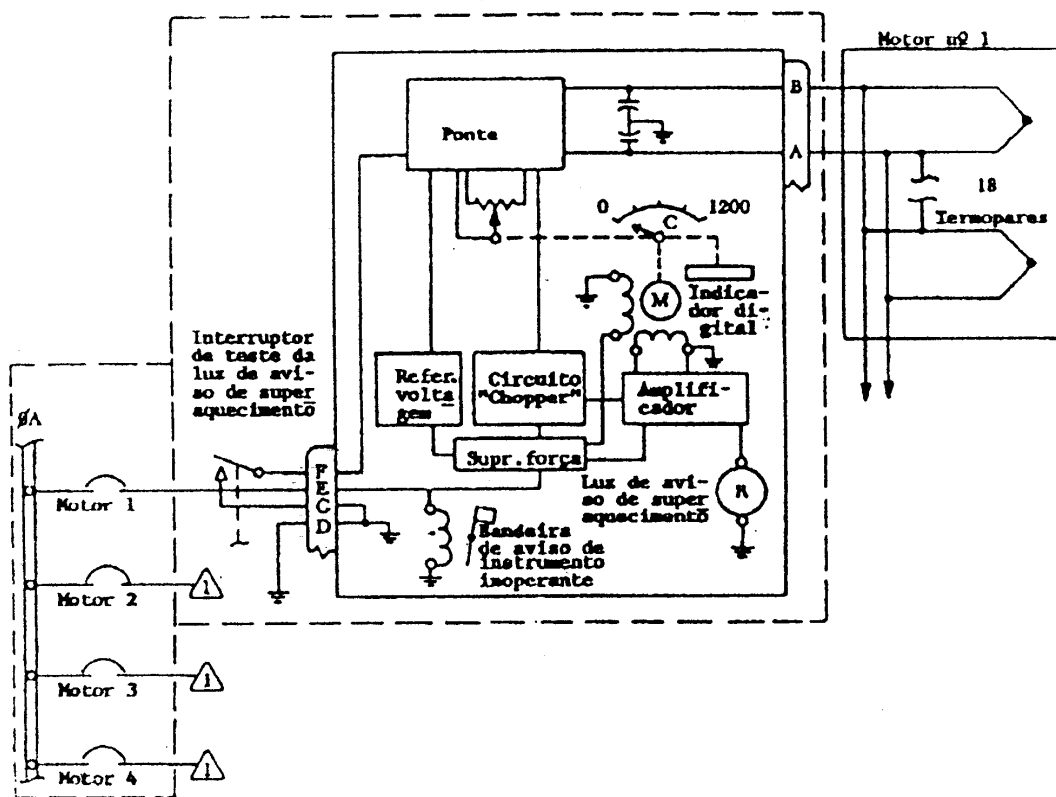


Figura 4-24 Sistema de indicação da temperatura da entrada da turbina (TIT)

Um esquema do sistema para medir a temperatura da entrada das turbinas para o motor de um avião com quatro motores, é mostrado na figura 4-24.

Os circuitos para os outros três motores são idênticos a esse sistema. O indicador contém um circuito ponte, um circuito “*chopper*”, um motor de duas fases para acionar o ponteiro e um potenciômetro de acompanhamento (*feed-back*). Também incluído está um circuito de referência de voltagem, um amplificador, uma bandeira (“*OFF*”) de instrumento inoperante e uma luz de alerta de sobretemperatura. A saída do amplificador energiza o campo variável do motor de duas fases, que move o ponteiro do indicador principal e um indicador digital.

O motor também move o potenciômetro “*feed-back*” e fornece um sinal para parar o motor quando o instrumento indicar a posição correta em relação a indicação de temperatura. O circuito de voltagem fornece uma voltagem de referência para prevenir erros de variações de voltagem no suprimento de força para o indicador. A luz de alerta de alta temperatura acende quando o instrumento de TIT atinge um limite pré-determinado.

Um botão de teste externo é na maioria das vezes instalado para que as luzes de alerta de alta temperatura de todos os motores, possam ser testadas ao mesmo tempo. Quando a chave de teste é operada, um sinal de alta temperatura é simulado em cada indicador do circuito ponte do indicador de temperatura.

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..

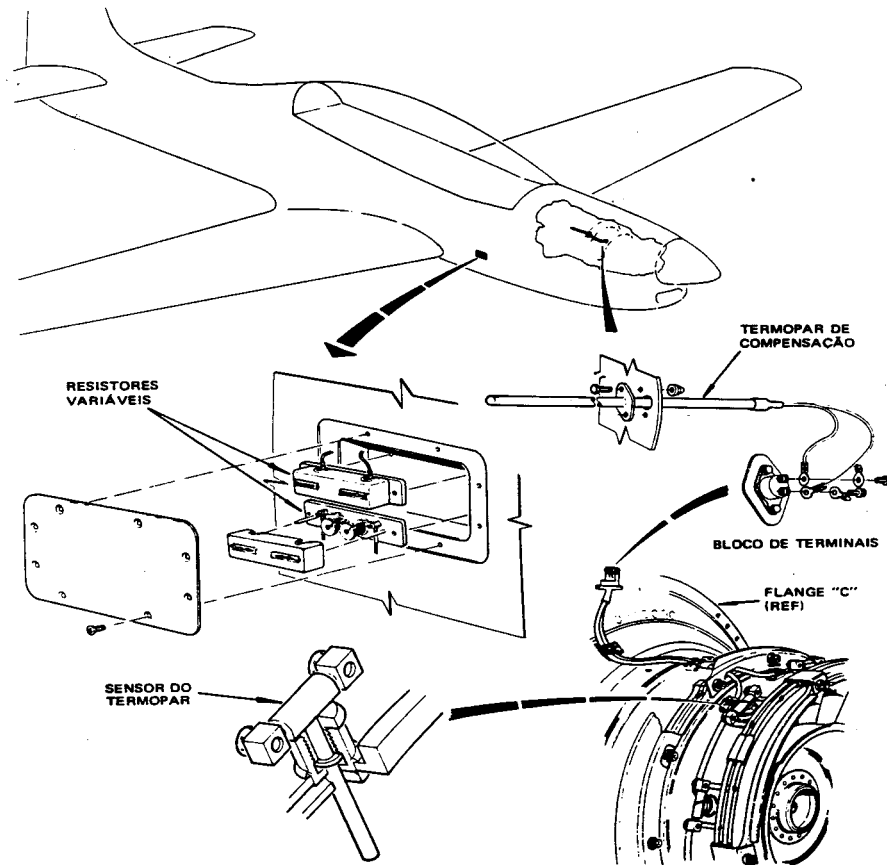


Figura 4-25 Componentes do Sistema de Indicação de Temperatura Interturbinas(T5) do Motor

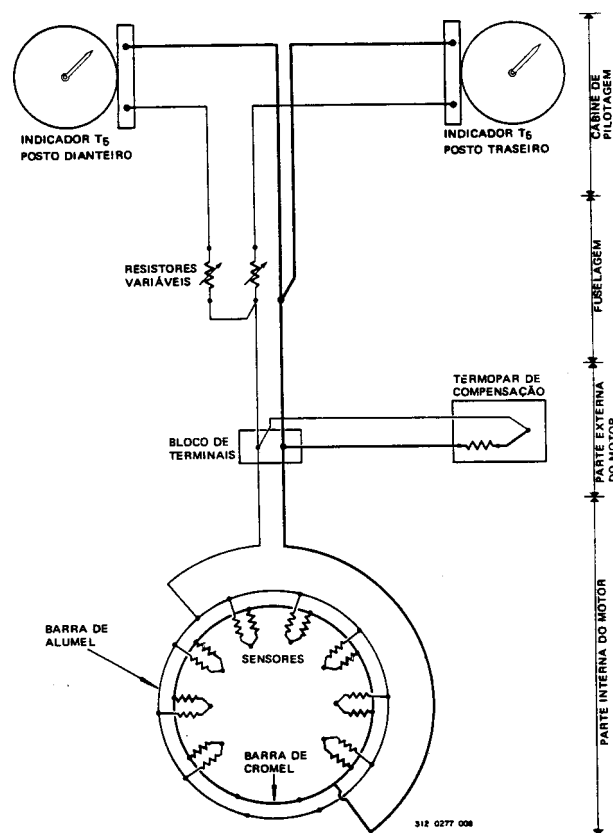


Figura 4-26 Sistema de Indicação de Temperatura Interturbinas (T5) do Motor (Esquemático)

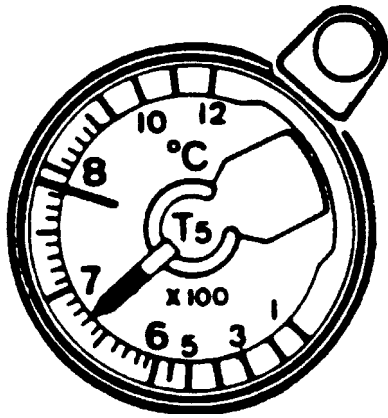


Figura 4-27 Indicador de T5

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.

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 (“HARNES”) 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 nacela 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) ± 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.

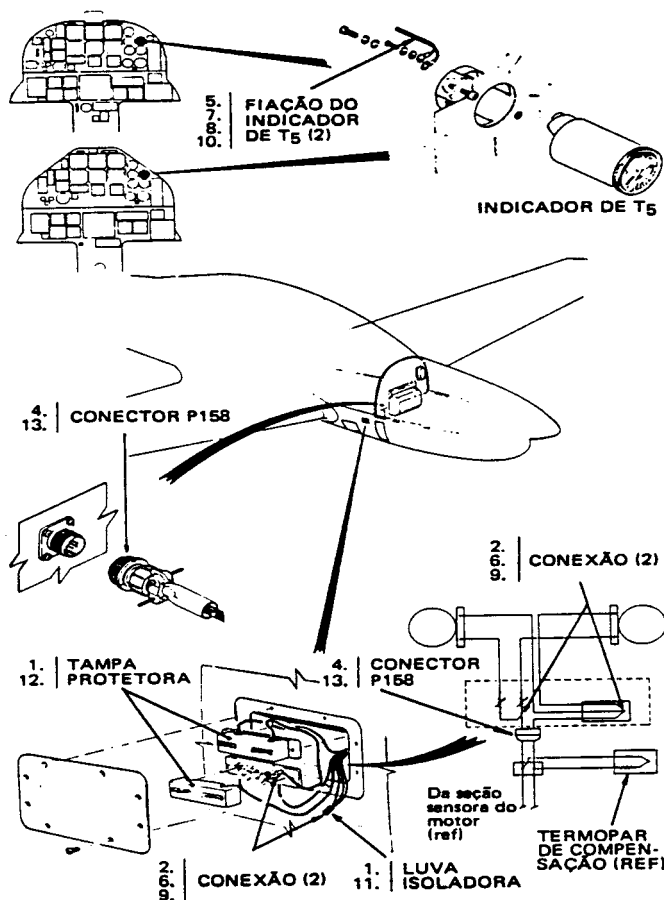


Figura 4-28 Localização dos componentes para o teste de resistência ôhmica da indicação de T5

Calibração 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 a calibração do sub-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.
- Ferro de soldar (30W).

A calibração original do sub-sistema 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 conseqüências à integridade do motor.

- A calibração do sub-sistema 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 conseqüente 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 Sub-sistema 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 (R_c).
4. (A) Calcule o valor de R_i , utilizando a fórmula:
$$R_i = 8 - 2 R_c$$
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) ± 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) 0.05 ohm, desfaça a solda de um dos terminais do resistor R_T (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 R_t 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.

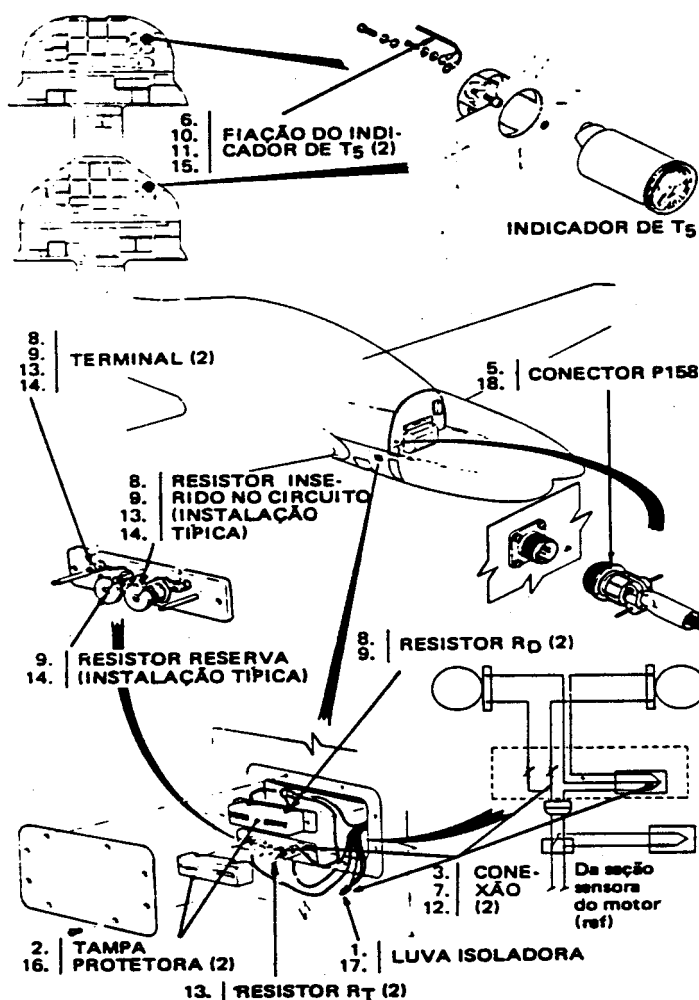


Figura 4-29 Localização dos componentes para a calibração do sistema de indicação de T5

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.

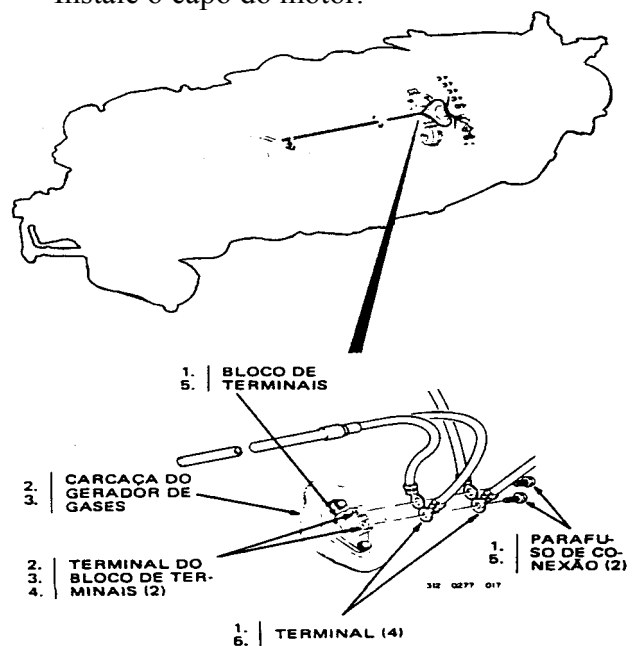


Figura 4-30 Seção sensora de temperatura

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.

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.

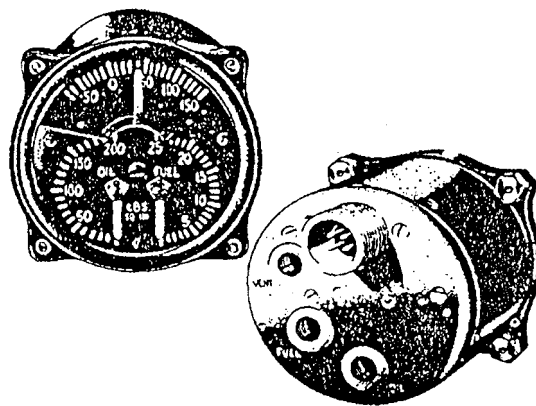


Figura 4-31 Unidade de indicação dos motores

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.

O tubo *Bourdon* num instrumento de aeronave é uma peça feita de um tubo de metal oval ou achatado, como vemos no corte transversal da figura 4-32.

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.

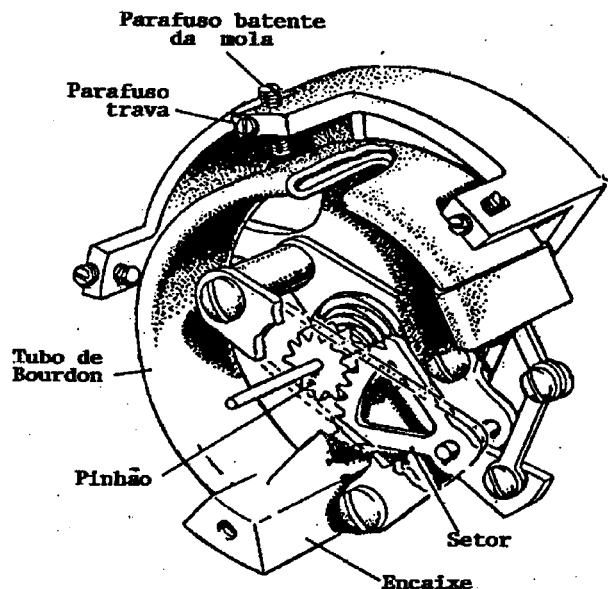


Figura 4-32 Indicador de pressão tipo tubo de Bourdon

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

INDICADORES 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.

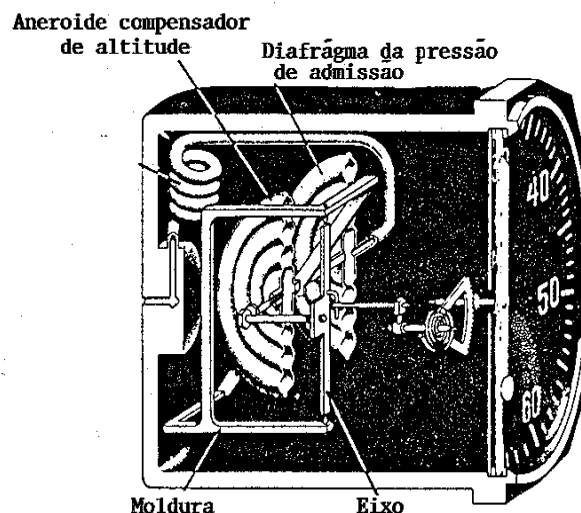


Figura 4-33 Indicação da pressão de admissão.

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 4-33.

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 aneróide, 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.

Indicadores de pressão do tipo síncrono

O síncrono é o equivalente elétrico de um eixo metálico.

Considere-se a barra da figura 4-34 e suponha-se que ela vá imprimir um movimento rotatório.

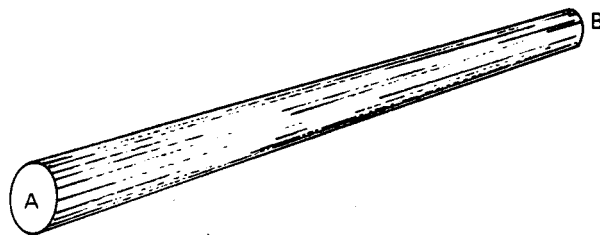


Figura 4-34 Barra A e B

As extremidade "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 acrescentando as qualidades do eixo rígido.

Quando se faz girar o eixo de um síncrono, ele transmite impulsos elétricos através dos fios condutores que ligam-no 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.

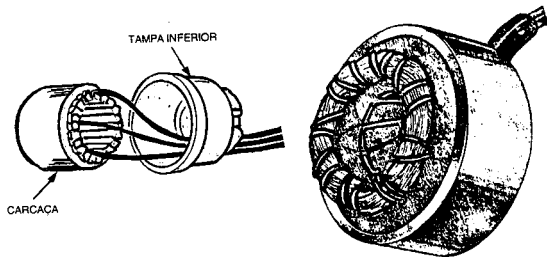


Figura 4-35 Constituição de um sincrogerador

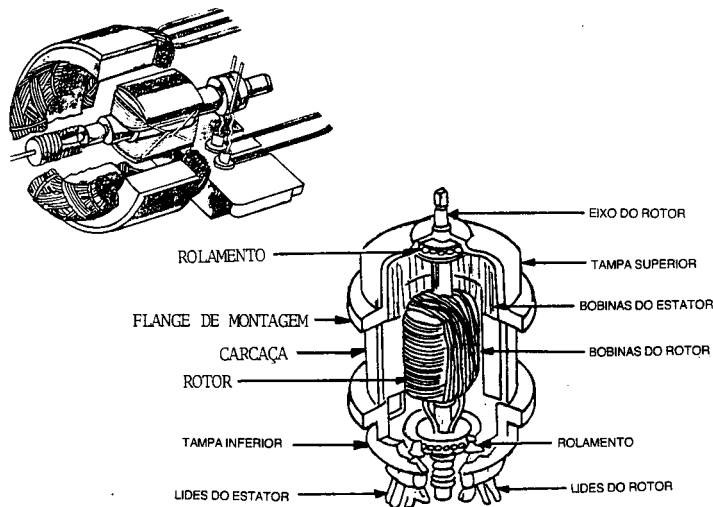


Figura 4-38 Visão em corte de um sincrogerador

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° entre si, ligados em estrela, representado na figura 4-36.

Resultam dessa ligação em estrela três terminais que passam através da parte inferior, conforme a figura 4-37, e servem para transmitir um sinal elétrico ao sincromotor, sempre que se fizer girar o eixo do sincrogerador.

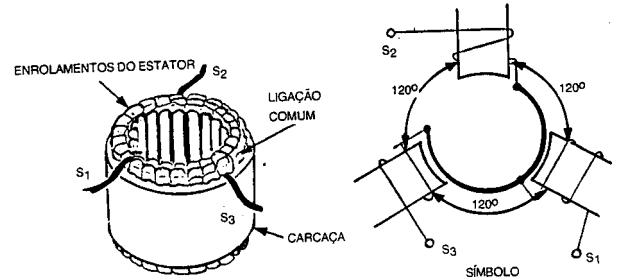


Figura 4-36 Enrolamento do estator

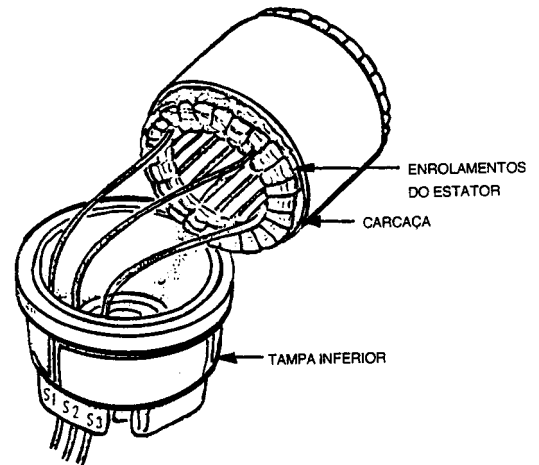


Figura 4-37 Ligação entre a carcaça e a tampa inferior

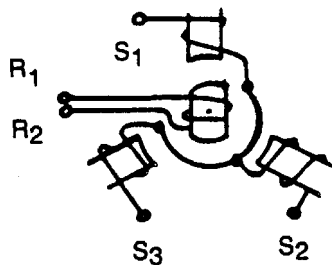


Figura 4-39 Símbolo representativo do sincromotor

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 4-40.

As extremidades do enrolamento do rotor ligam-se a dois anéis coletores que, através de escovas, recebem alimentação de corrente alternada em seus terminais R_1 e R_2 . Veja a figura 4-41.

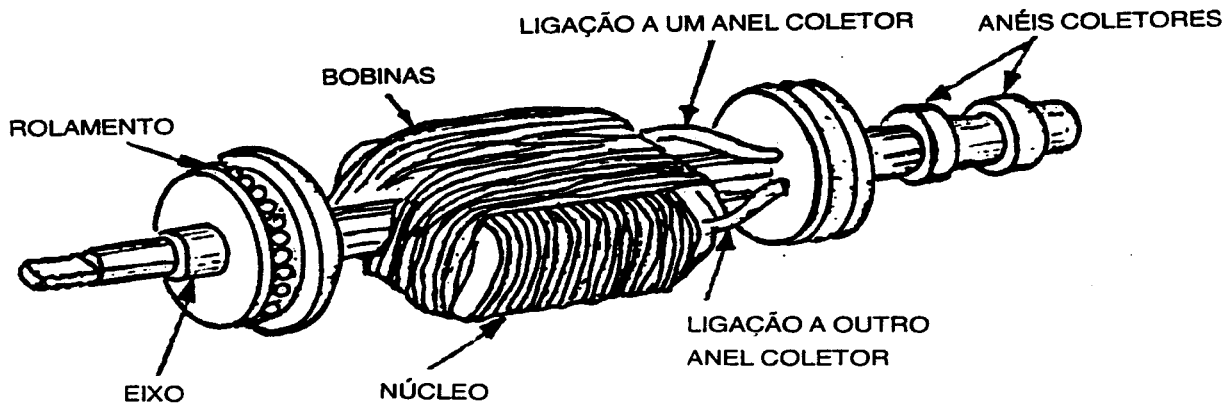


Figura 4-40 Rotor do sincrogerador

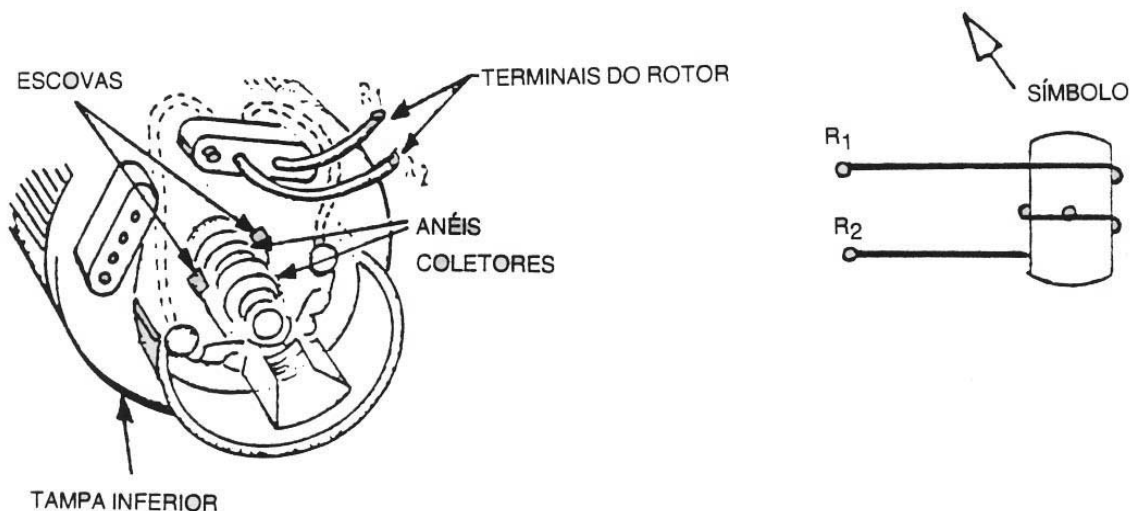


Figura 4-41 Escovas do sincrogerador

Constituição de um Sincromotor

A construção do sincromotor é semelhante à do sincrogerador. Os estatores são iguais.

A figura 4-42 apresenta o símbolo (em três variantes) do sincromotor; sendo usada a "B" quando se deseja explicar o seu funcionamento.

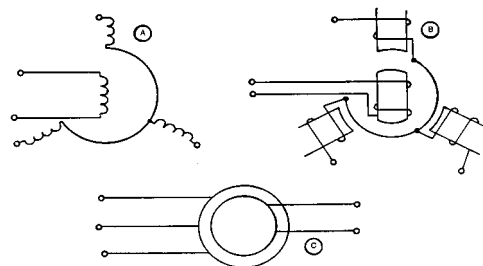


Figura 4-42 Simbologia do sincromotor

Funcionamento do sincrogerador e sincromotor

Sejam 3 ímãs de mesma intensidade, dispostos a 120° , num aro que possa girar livremente, conforme a figura 4-43. 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 4-44.

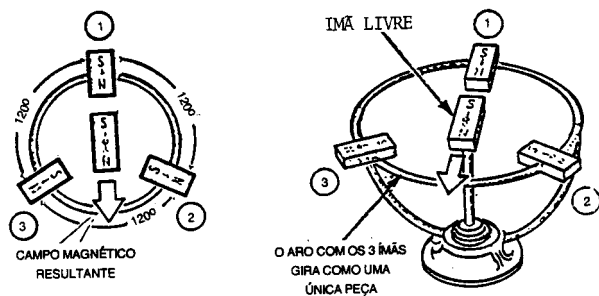


Figura 4-43 Disposição dos ímãs

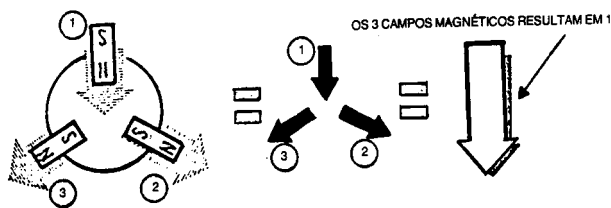


Figura 4-44 Combinação dos campos magnéticos

Se os três ímãs forem girados 120° , o campo magnético resultante também girará 120° . A figura 4-45 mostra dois deslocamentos de 120° e as posições do campo resultante e do ímã natural.

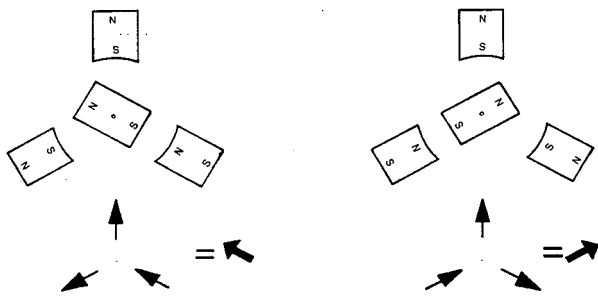


Figura 4-45 Deslocamento dos ímãs e posição resultante

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 4-46.

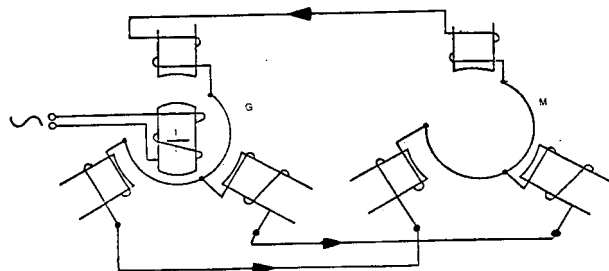


Figura 4-46 Ligação em paralelo entre o sincrogerador e o sincromotor

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 Lens 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 4-47.

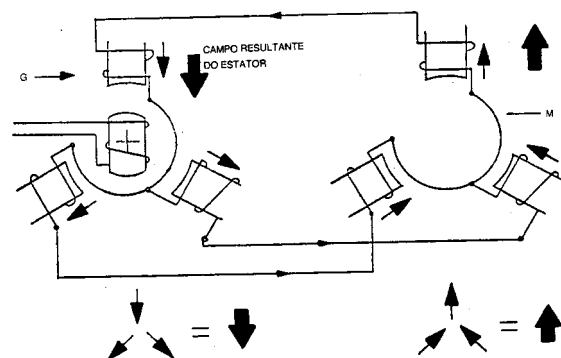


Figura 4-47 Campo resultante, contrário ao do rotor

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° o campo magnético do estator girará também 60° , visto que o ângulo de indução mudou e, em conseqüência, 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 S_3 , 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° 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- 48.

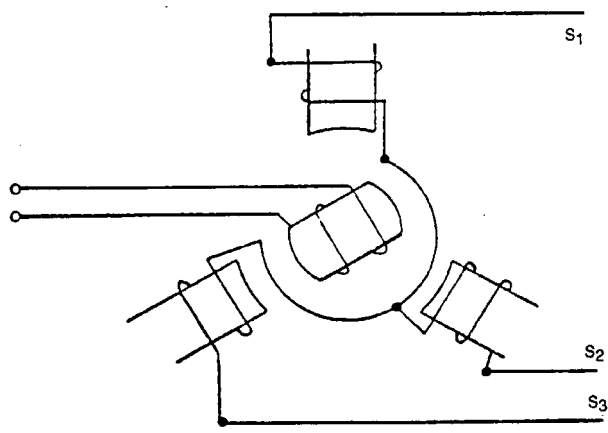


Figura 4-48 Mudança do campo magnético a 60° da posição anterior

Se, agora, ao sincromotor acrescentar-se um rotor e este for ligado em paralelo ao rotor do sincrogerador, como a na figura 4-49 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.

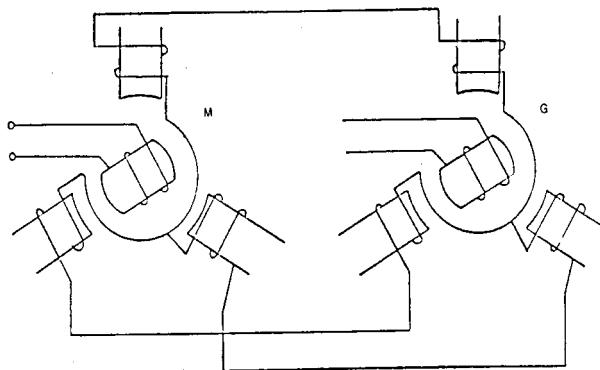


Figura 4-49 Eletroímã seguindo as alterações do campo magnético do seu estator

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.

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.

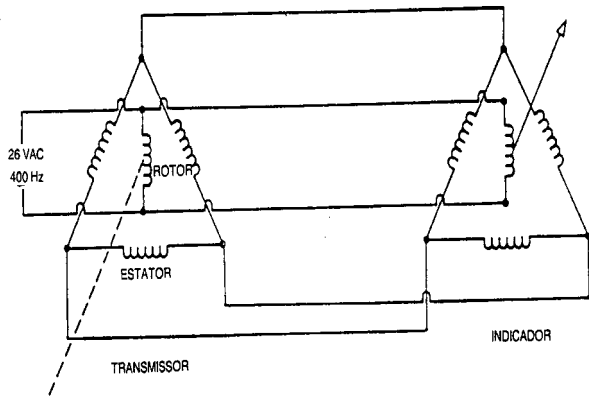


Figura 4-50 Circuito elétrico de um sistema síncrono de indicação

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).

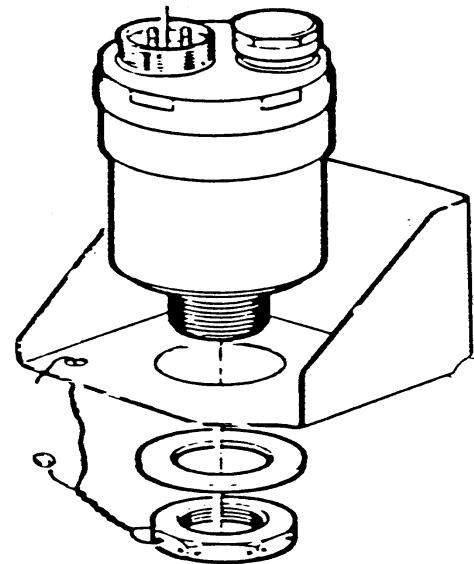


Figura 4-51 Transmissor de pressão de óleo

Operação

Um sistema típico de indicação de óleo é mostrado na figura 4-52.

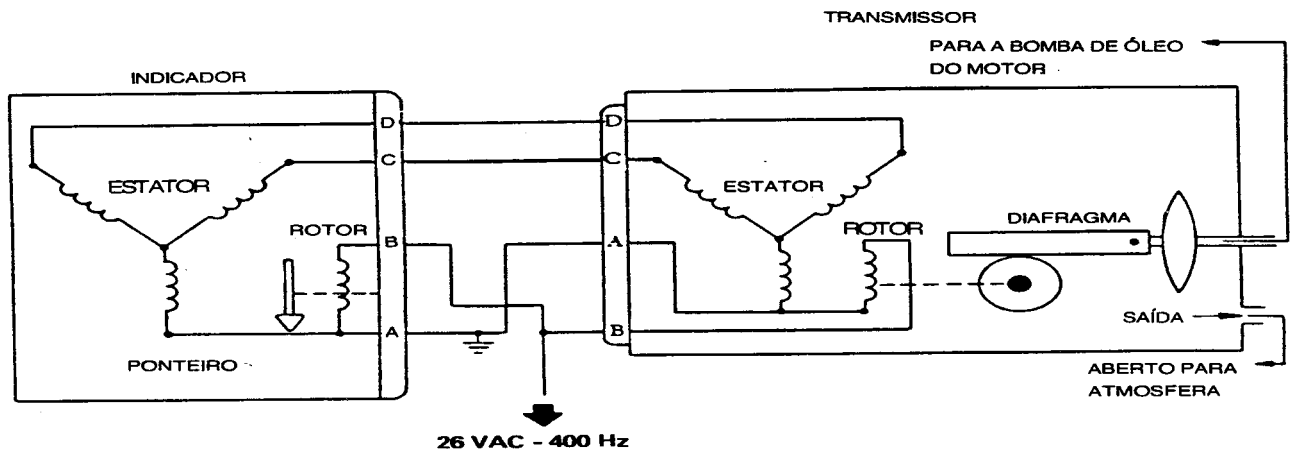


Figura 4-52 Diagrama esquemático de um sistema síncrono de indicação de pressão de óleo

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 4-53.

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.

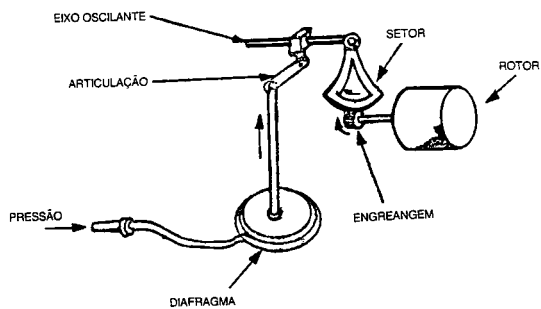


Figura 4-53 Mecanismo de transmissão da pressão do óleo

Os indicadores podem ser simples ou duplos.

Os simples possuem uma só unidade sincrônica 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.

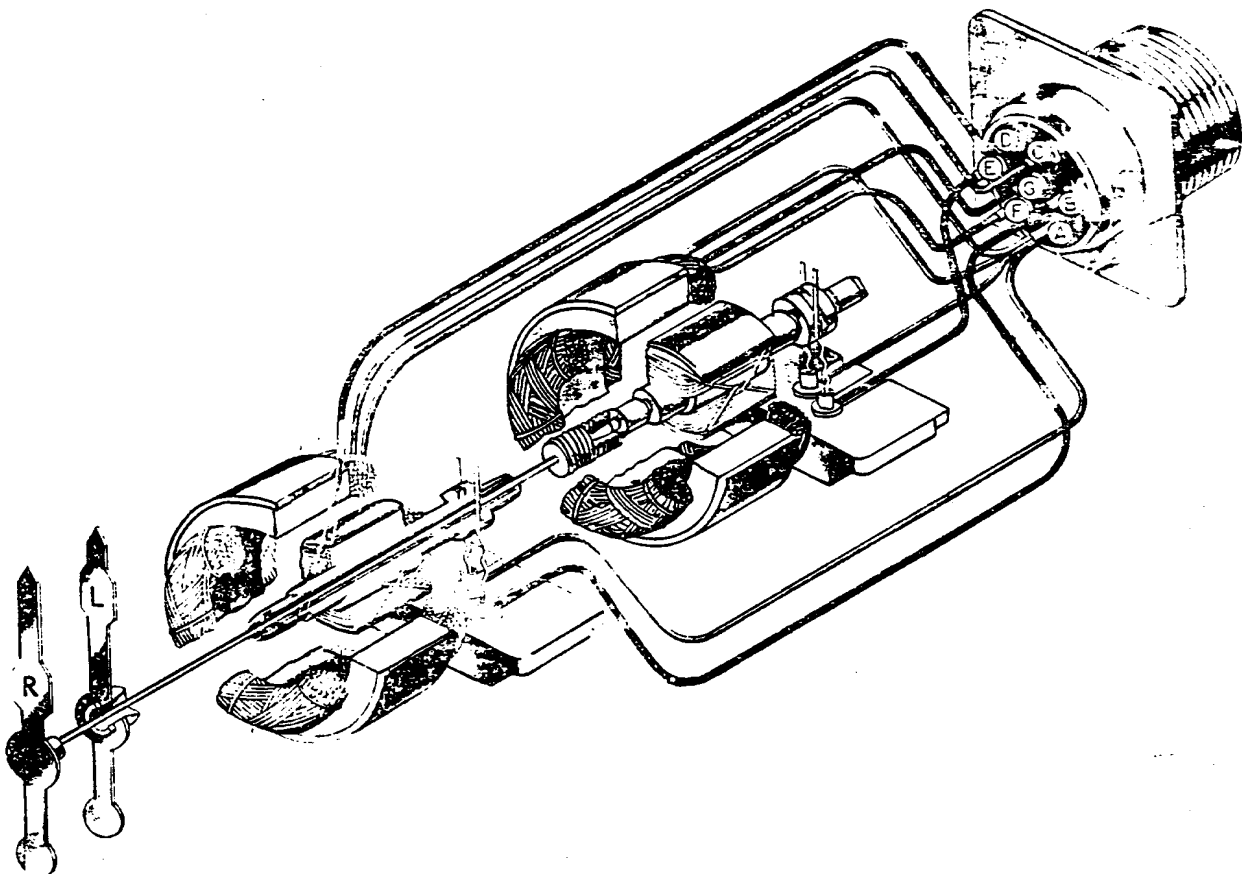


Figura 4-54 Mecanismo do indicador duplo de pressão de óleo

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.

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 4-55. A gasolina passando pela entrada da câmara de combustível é direcionada contra uma palheta medidora, causando a mudança de sua posição dentro da câmara.

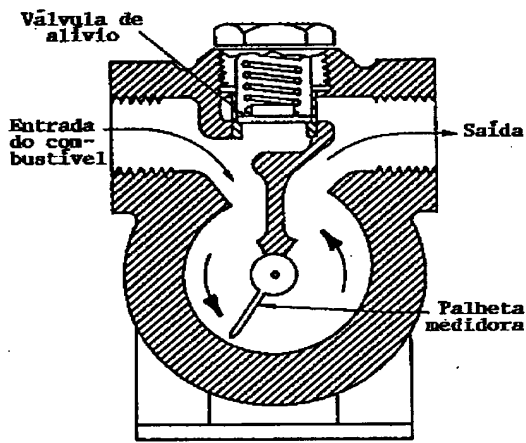


Figura 4-55 Câmara de combustível do medidor de fluxo

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 4-56 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.

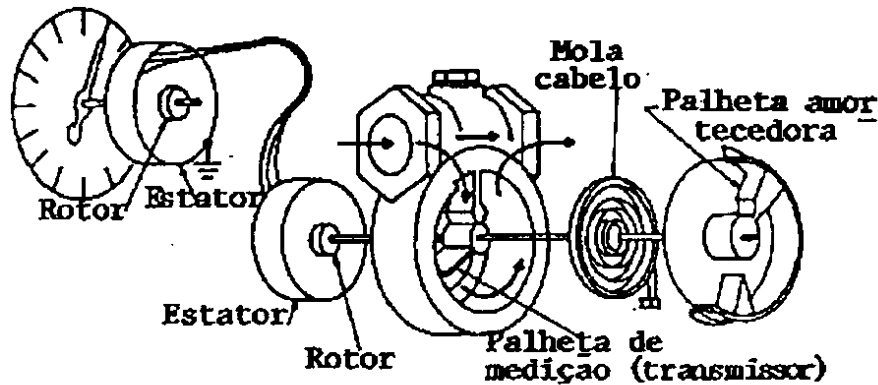


Figura 4-56 Sistema medidor do fluxo de combustível

Um esquema simplificado de um sistema de "FUEL FLOW" do tipo palheta (figura 4-57) 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 4-58. Alguns indicadores de fluxo de combustível são calibrados em galões por hora, mas a maioria deles indica a medida do fluxo em libras.

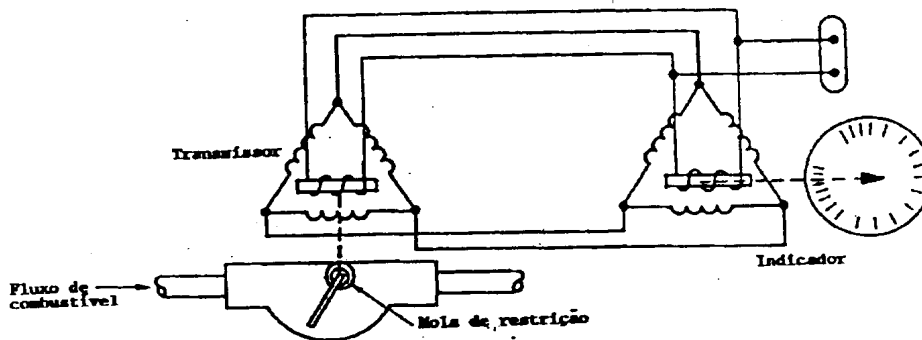


Figura 4-57 Esquema de um sistema de medição de fluxo tipo palheta

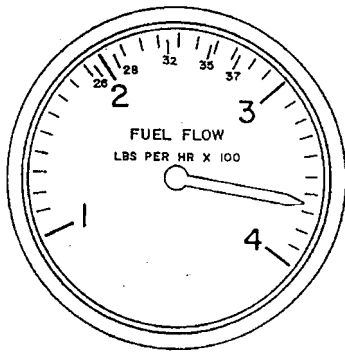


Figura 4-58 Típico indicador de fluxo de combustível

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 4-59, 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.

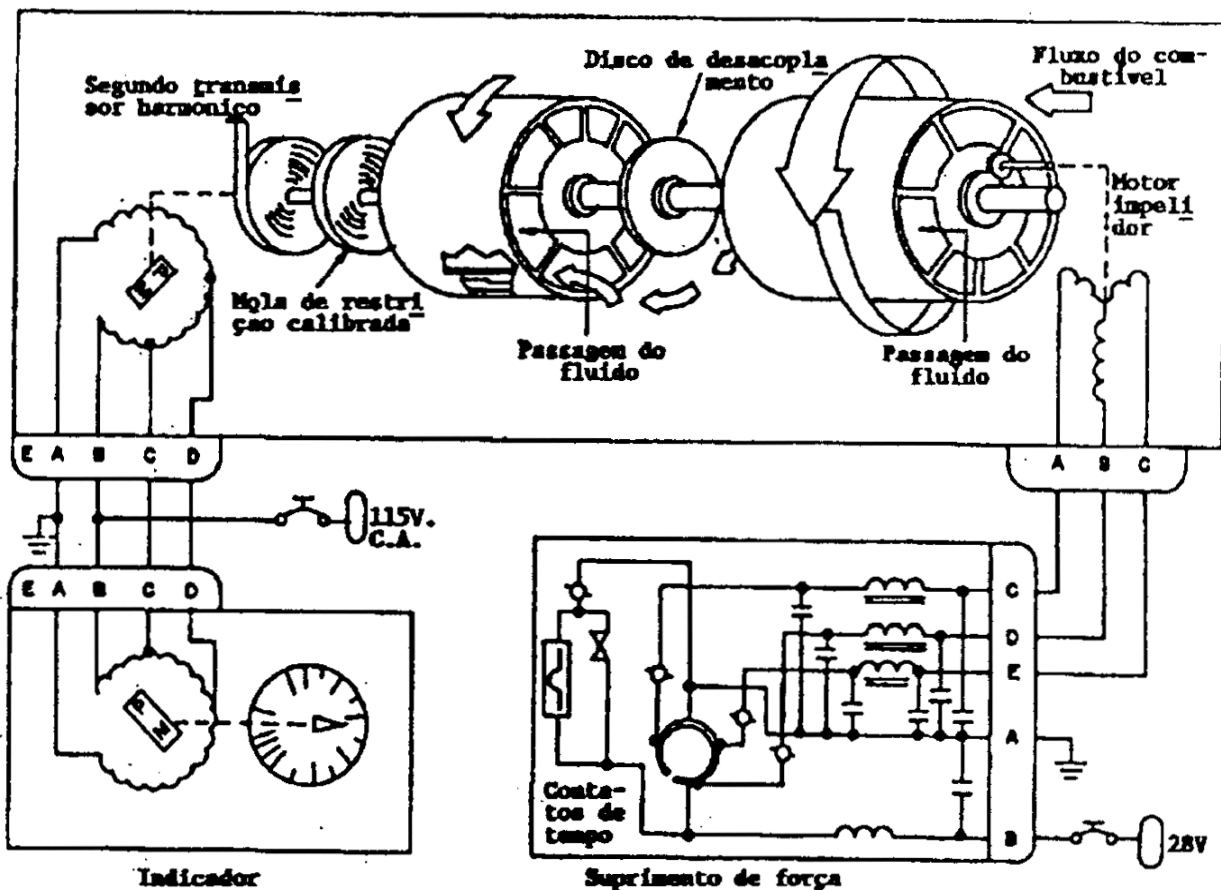


Figura 4-59 Esquema de um sistema medidor de fluxo de combustível de um grande motor a reação

INDICADORES DE ROTAÇÃO (TACÔMETROS)

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 turboélices 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 (NI).

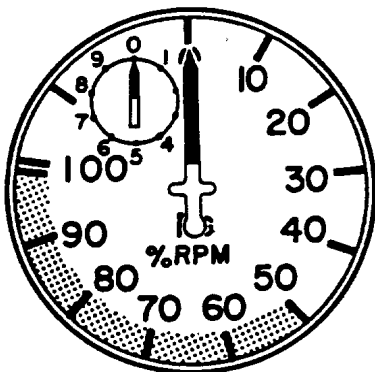
Os ponteiros dos indicadores tacômetros usados em motores convencionais são calibrados em Rotações Por Minuto (RPM) e os dos motores a reação em porcentagem de RPM.

Alguns indicadores modernos possuem, além da escala analógica, uma outra digital (cristal líquido). Existem três tipos de sistemas tacômetros usados em grande escala atualmente:

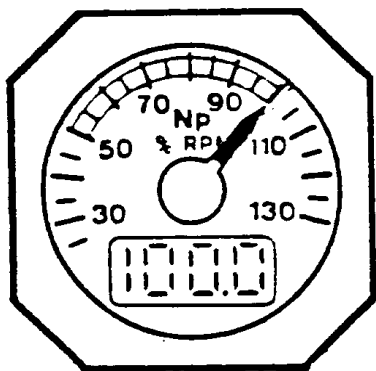
- A -Mecânico;
- B -Elétrico;
- C -Eletrônico.



A - TACÔMETRO MECÂNICO



B - TACÔMETRO ELÉTRICO



C - TACÔMETRO ELETRÔNICO

Figura 4-60 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 4-61.

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.

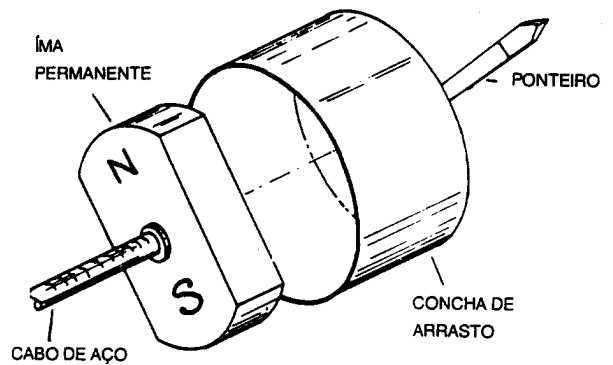


Figura 4-61 Tacômetro de tração magnética

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.

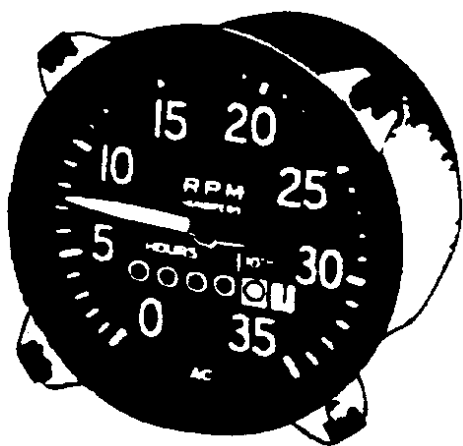


Figura 4-62 Tacômetro de tração magnética

Os tacômetros de tração magnética freqüentemente têm um medidor de horas, (veja a figura 4-62) 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 calibrações 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.

Tacômetro Elétrico

O tacômetro elétrico (tacogerador) é na realidade um gerador CA trifásico movimentado pelo motor. A figura 4-63 apresenta o tacogerador e sua localização na turbina PT6 para medidas de Ng e Nh.

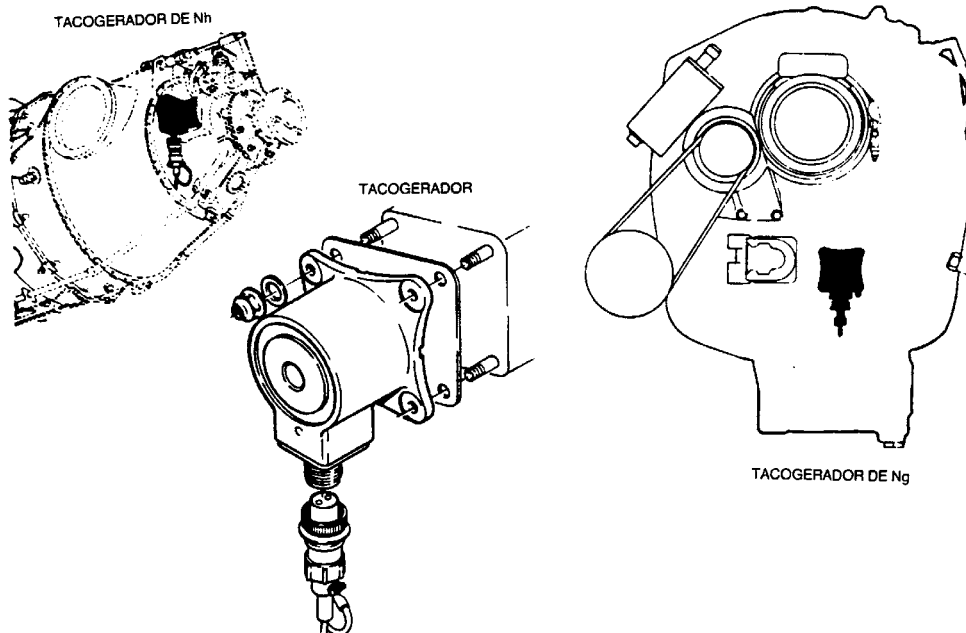


Figura 4-63 Localização do Tacogerador

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 um 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.

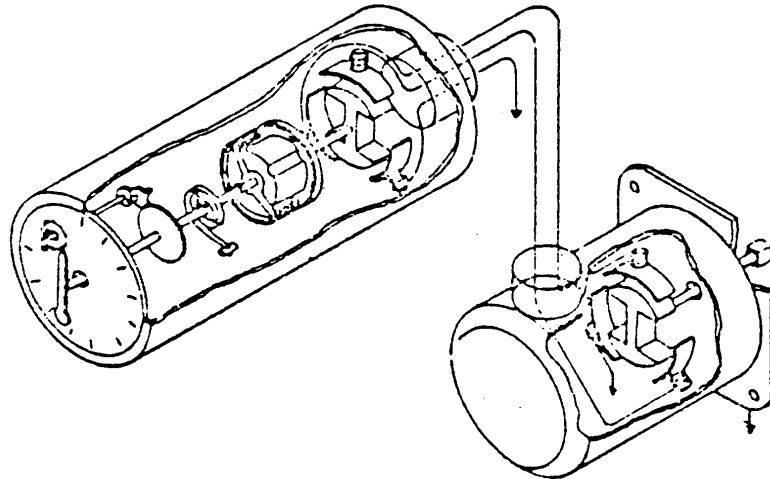


Figura 4-64 Ligação esquemática entre o tacogerador e o tacômetro

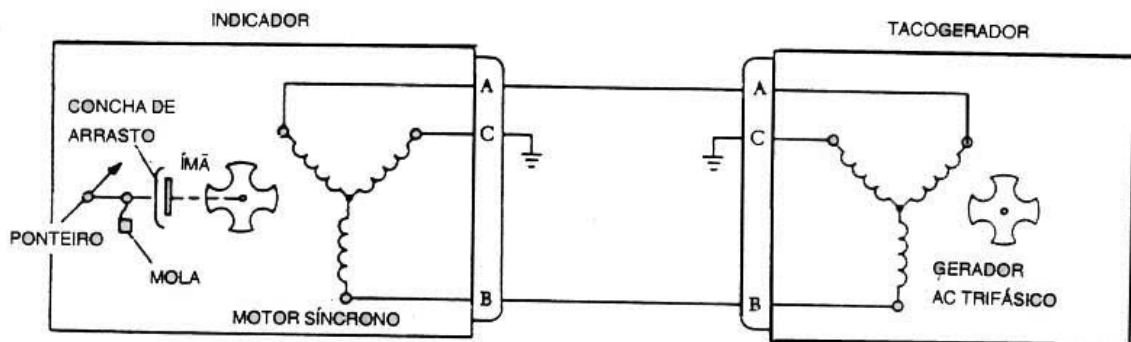


Figura 4-65 Ligação elétrica entre o tacogerador e o indicador

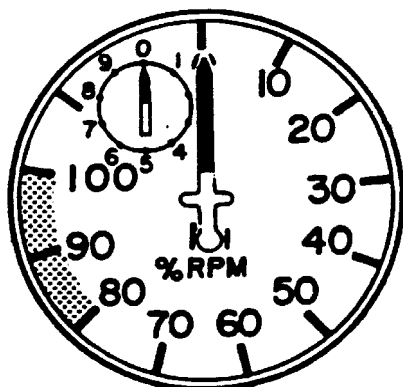


Figura 4-66 Tacômetro elétrico

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.

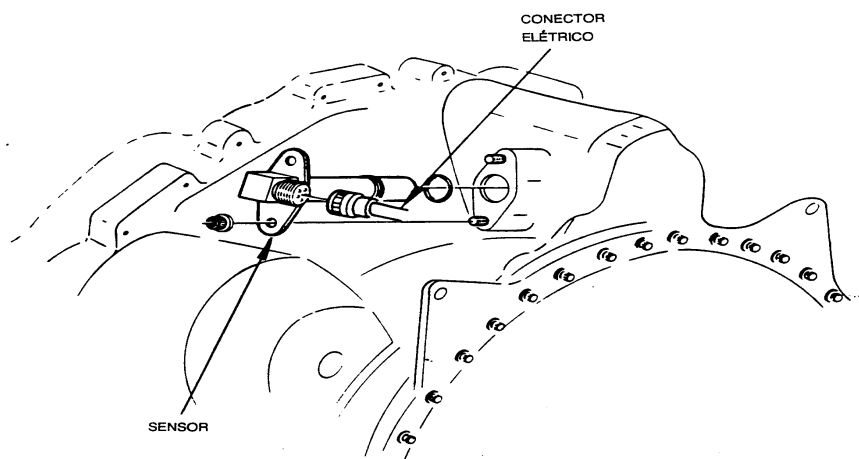


Figura 4-67 Localização do sensor

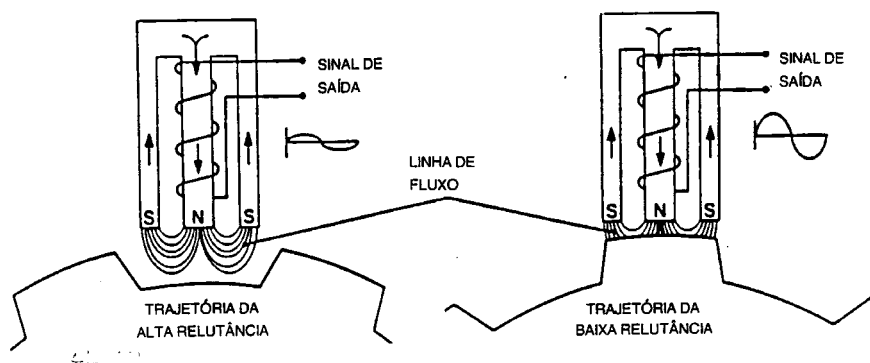


Figura 4-68 Operação do sensor

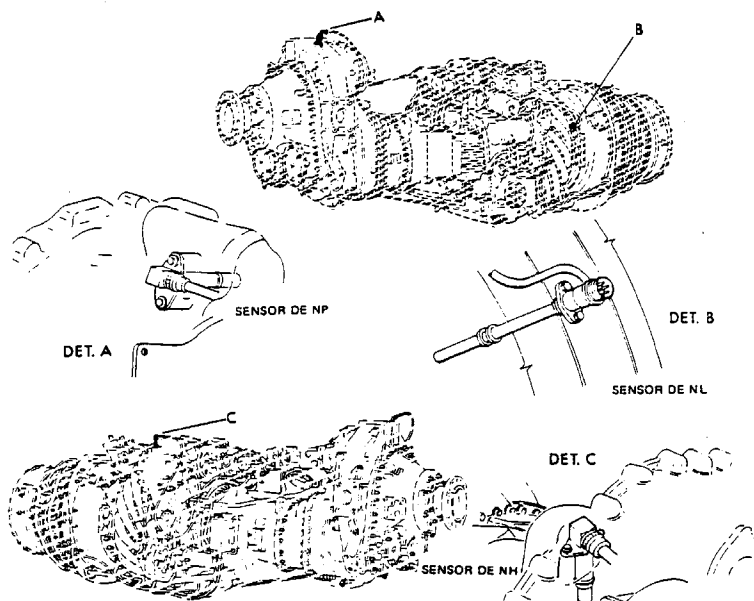


Figura 4-69 Localização dos sensores do sistema de indicação de rotação do motor PW 115

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.

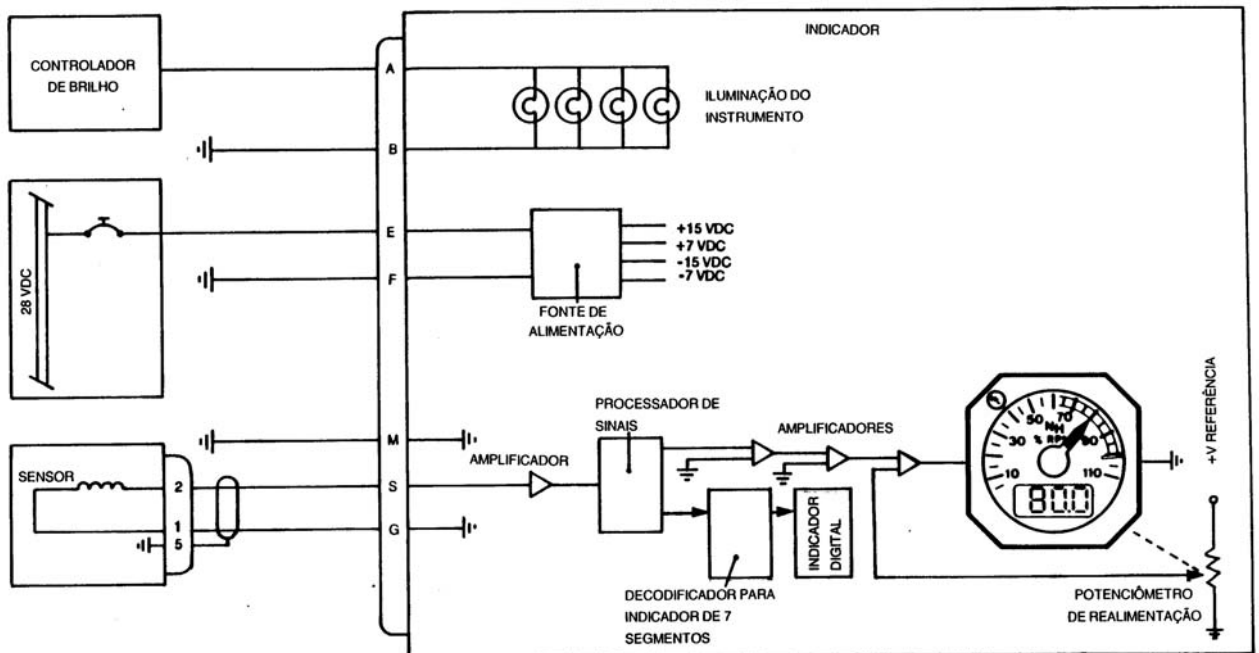


Figura 4-70 Diagrama esquemático do circuito eletrônico do indicador de rotação do motor

SINCROSCÓPIO

O sincroscópio é um instrumento que indica se dois (ou mais) motores estão sincronizados, isto é, se eles estão operando na mesma R.P.M. O instrumento consiste de um pequeno motor elétrico, que recebe corrente elétrica do gerador do tacômetro de ambos os motores.

O sincroscópio é projetado de forma que, a corrente do motor que gira depressa, controla a

direção na qual o motor do sincroscópio gira. Se ambos os motores estão operando na mesma velocidade o motor do sincroscópio não opera.

Se, entretanto, um motor está operando mais rápido que o outro, o sinal do seu gerador obrigará o motor do sincroscópio a girar em uma determinada direção.

Se a velocidade do outro motor então torna-se maior que aquela do primeiro motor, o sinal de seu gerador, então, causará, ao motor do sincroscópio a reversão na direção oposta.

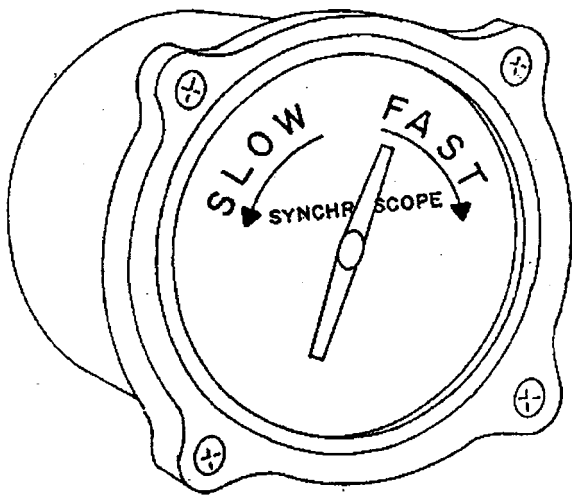


Figura 4-71 Mostrador do sincroscópio

O motor do sincroscópio está conectado através de um eixo, a um ponteiro de duas pontas no mostrador do instrumento (figura 4-71).

É necessário designar um dos dois motores como motor mestre, para que as indicações do sincroscópio 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 a operação do segundo motor, em relação a velocidade do motor mestre. Para aeronaves com mais de dois motores, sincroscópios adicionais são usados.

Um motor é designado como motor mestre, e os sincroscópios 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 sincroscópio para quadrimotores é um instrumento especial que, efetivamente, são três sincroscópios individuais em um só instrumento (figura 4-72).

O rotor de cada sincroscópio 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.

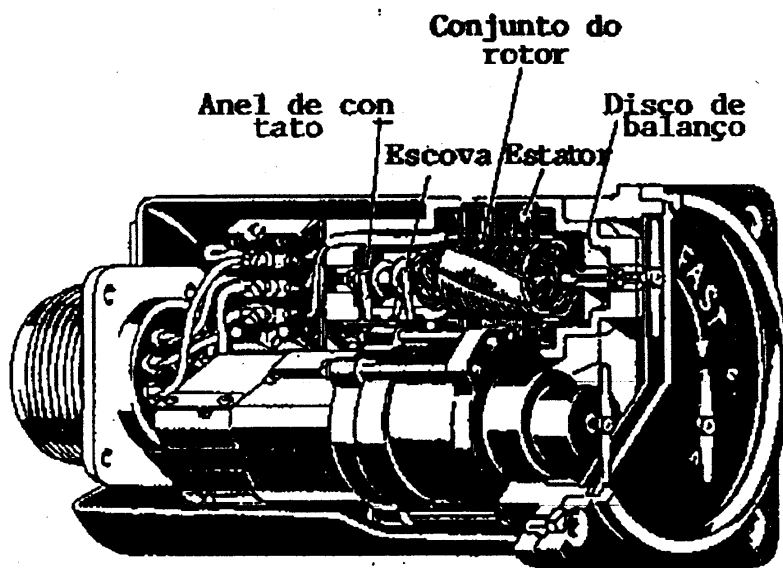


Figura 4-72 Sincroscópio de quadrimotor

Existem, três ponteiros, cada um indicando a velocidade relativa do motor número 2, 3 ou motor 4, conforme indicado na figura 4-73. 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.

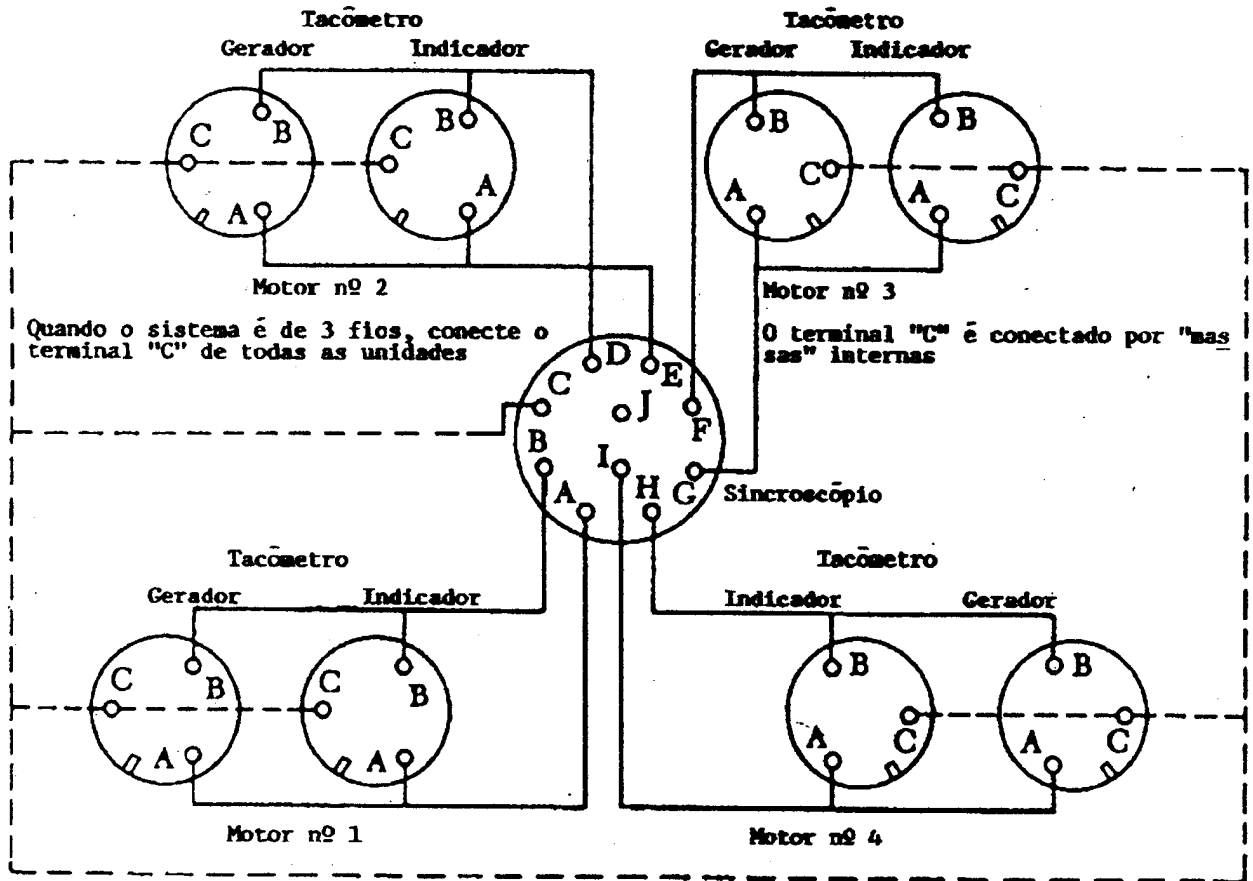


Figura 4-73 Esquema de sincrocópio para um quadrimotor

CAPÍTULO 5

INSTRUMENTOS DIVERSOS

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.

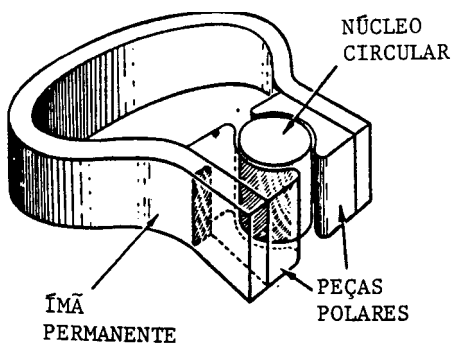


Figura 5-1 Mecanismo de D'Arsonval

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 conterá 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 pólos do ímã permanente.

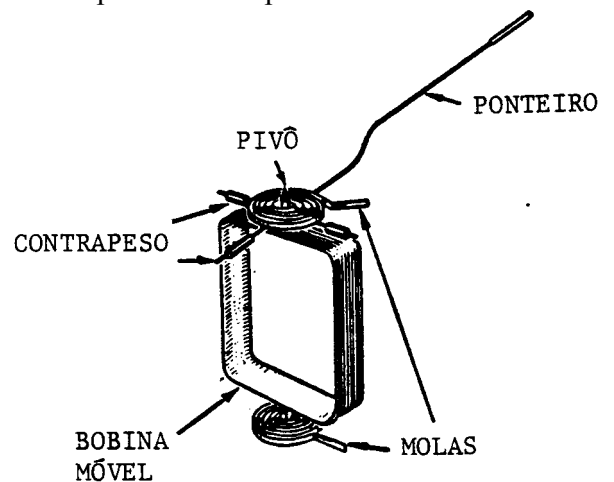


Figura 5-2 Mecanismo de indicador do tipo D'Arsonval

A bobina é provida de pivôs de aço endurecido, os quais se alojam em mancais de jóias 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.

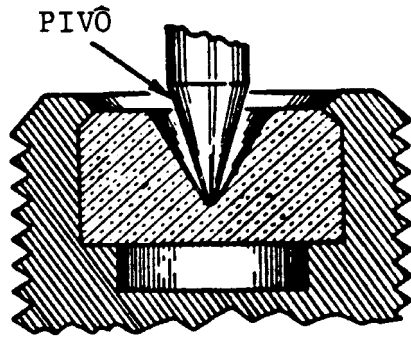


Figura 5-3 Mancal em pivô

Além de dar o contratorque para o mecanismo elas têm outra função importante que é levar a corrente até a bobina móvel.

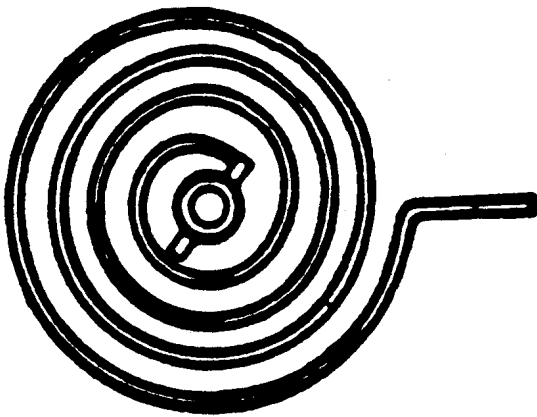


Figura 5-4 Mola-cabelo

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° 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.

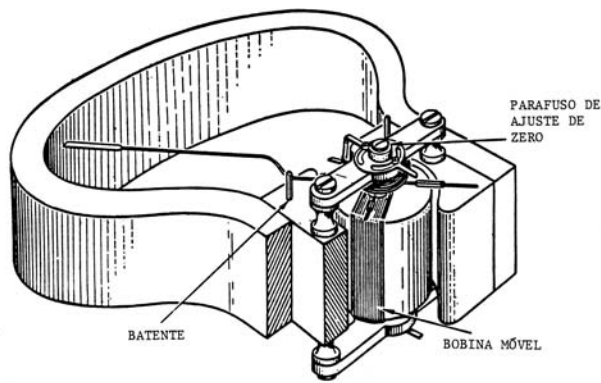


Figura 5-5 Mecanismo de um galvanômetro do tipo D' Arsonval

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 equilibrado, 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.

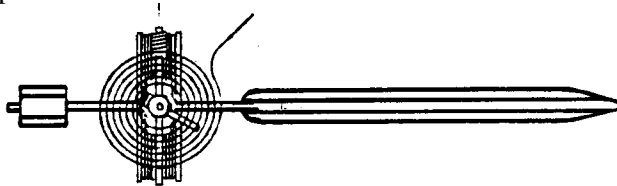


Figura 5-6 Mecanismo de equilíbrio do ponteiro

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".

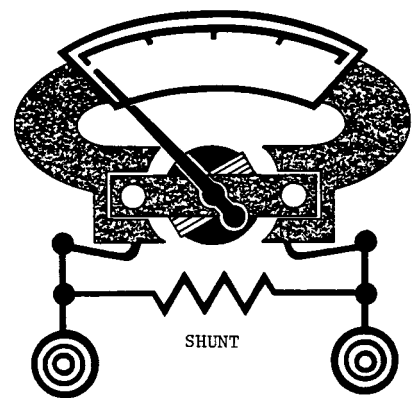


Figura 5-7 Mecanismo de um amperímetro

Quando o amperímetro é conectado em série no circuito para fazer a medição, a corrente total que entra no instrumento dividir-se-á, 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 contruído 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.

Pela 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 5-8.

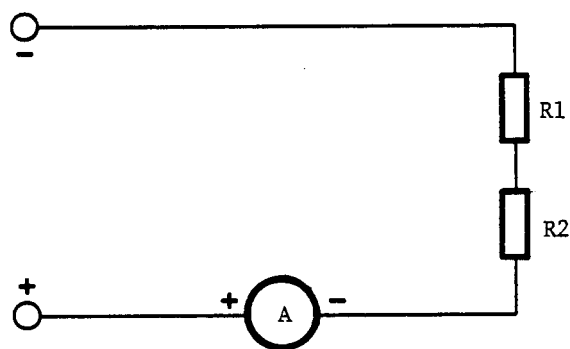


Figura 5-8 Ligação de um amperímetro em um circuito

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 5-9.

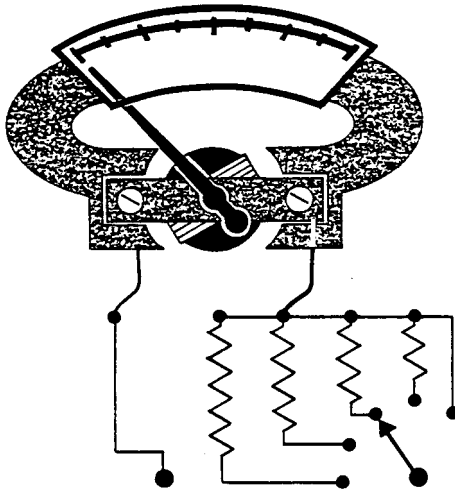


Figura 5-9 Princípio de um multivôltemetro

Princípio de Funcionamento

Veja o circuito da figura 5-10.

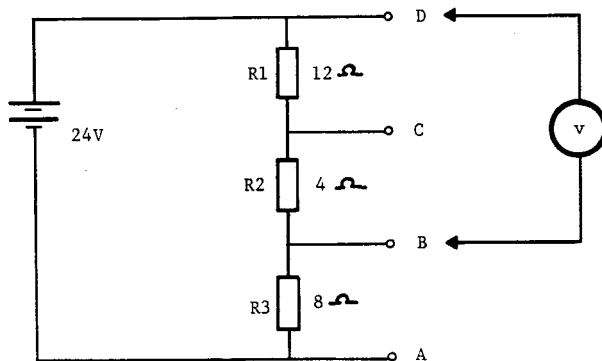


Figura 5-10 Utilização de um voltímetro

Ao ligar-se um galvanômetro entre os pontos B e D da figura 5-10 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 sabe-se 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 reduziria-se 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 uma certa corrente, e cada corrente produz certo movimento no ponteiro correspondente à tensão que a cria. Assim, a escla 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 EMB-120 "BRASÍLIA".

Os parâmetros a serem medidos são selecionados por uma chave rotativa localizada entre os dois voltamperímetros

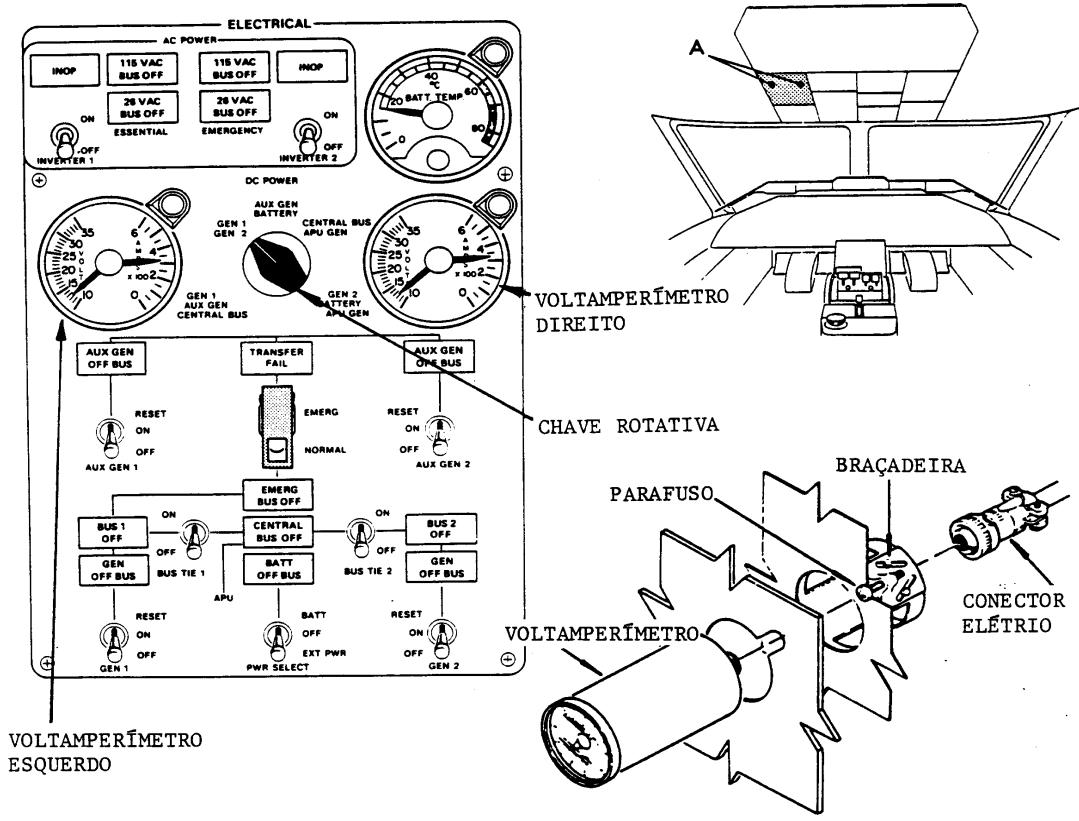


Figura 5-11 Localização dos voltímetros

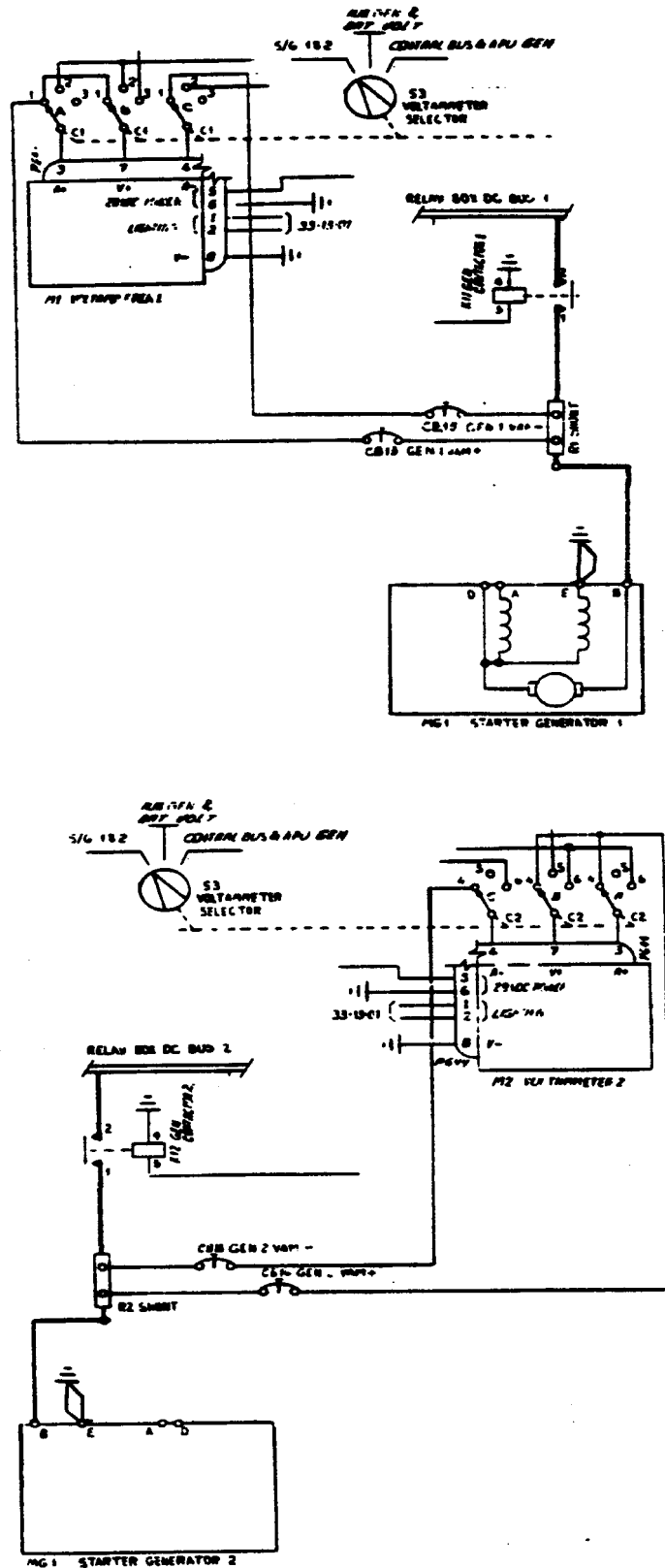


Figura 5-12 Utilização da chave seletora em GEN 1 / GEN 2 lendo-se as tensões e correntes dos geradores 1 e 2 nos instrumentos da esquerda e da direita respectivamente

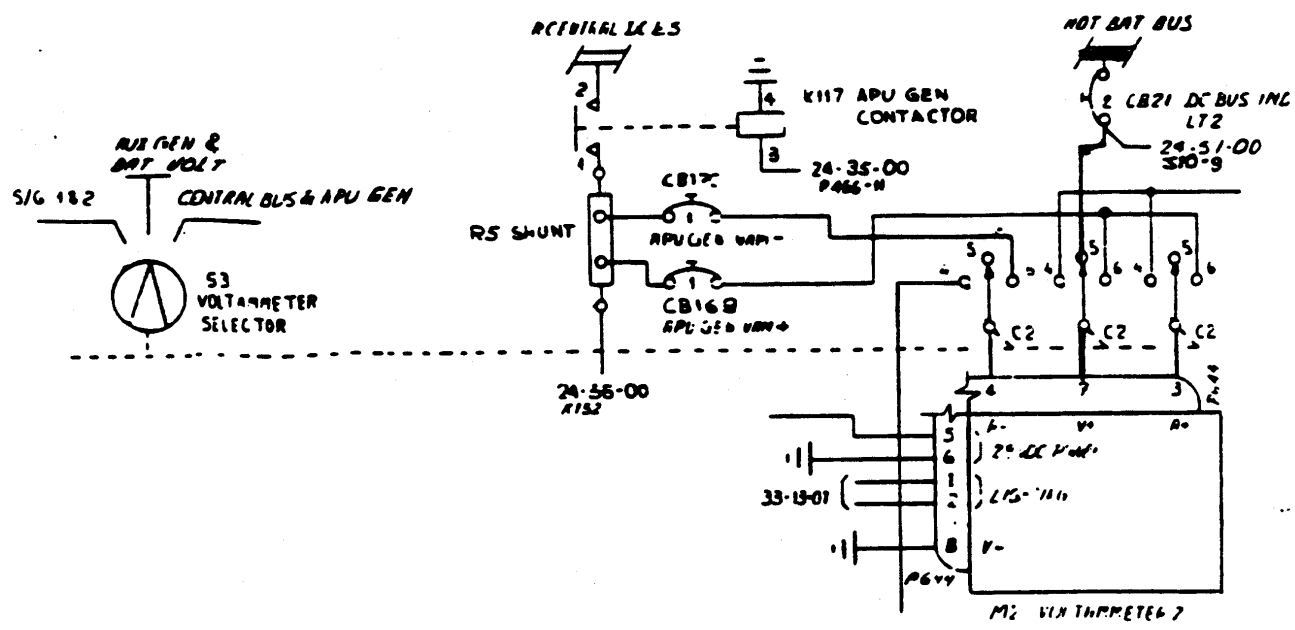
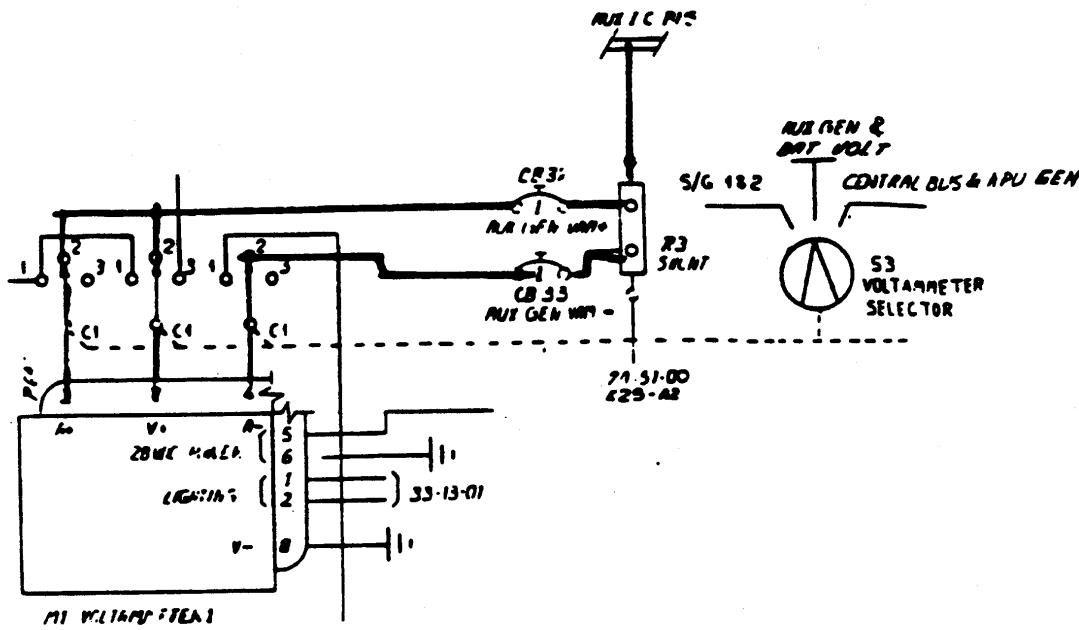


Figura 5-13 Utilização da chave seletora em AUX GEN / BATTERY sendo lidas a tensão e a corrente dos geradores auxiliares no instrumento da esquerda e a tensão da bateria no instrumento da direita

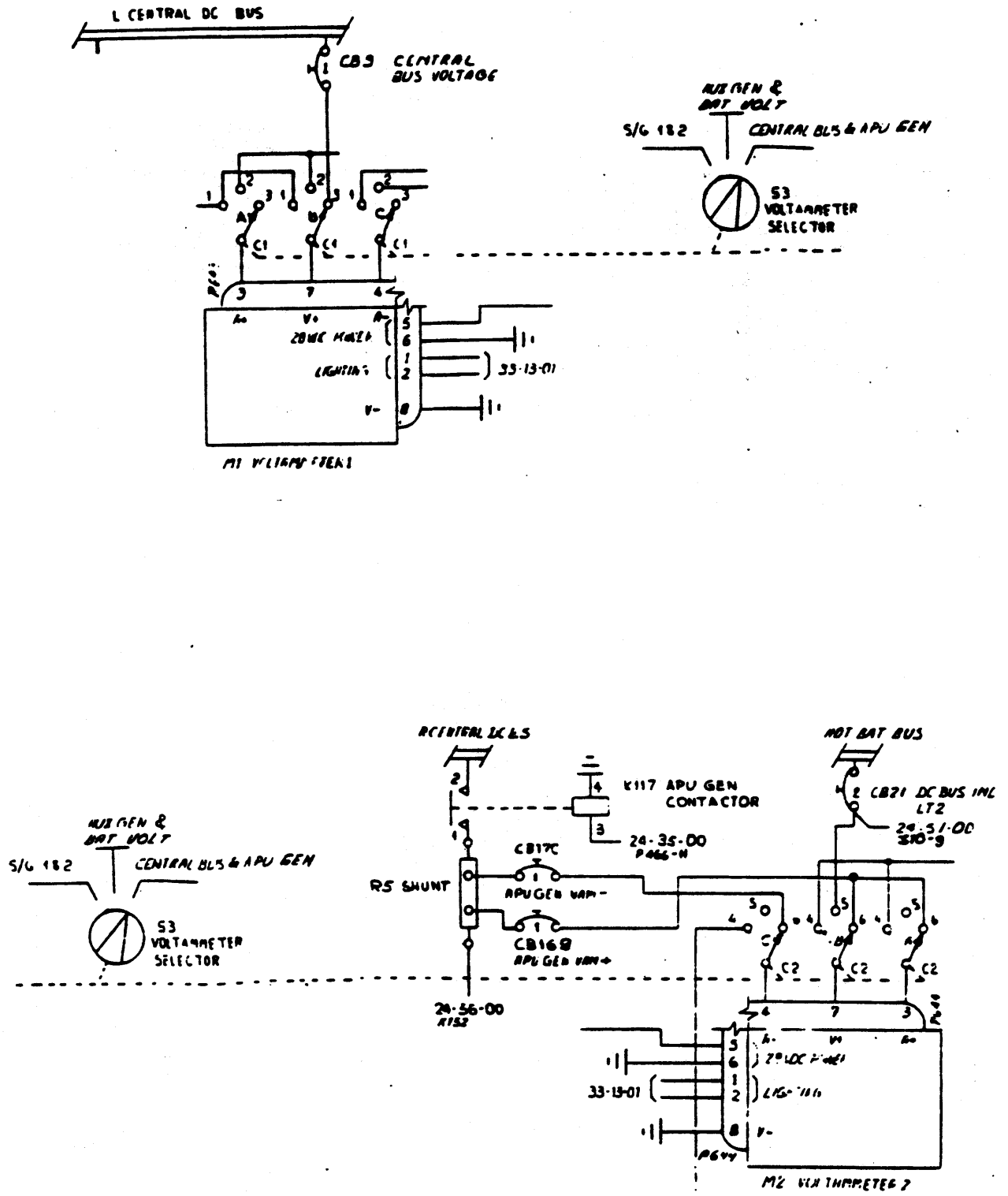


Figura 5-14 Utilização da chave seletora em CENTRAL BUS / APU GEN sendo lida a tensão da barra central no instrumento da esquerda e a tensão e a corrente do gerador da APU no instrumento da direita

RELÓGIO

Devido à necessidade de controlar a duração de um vôo 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.

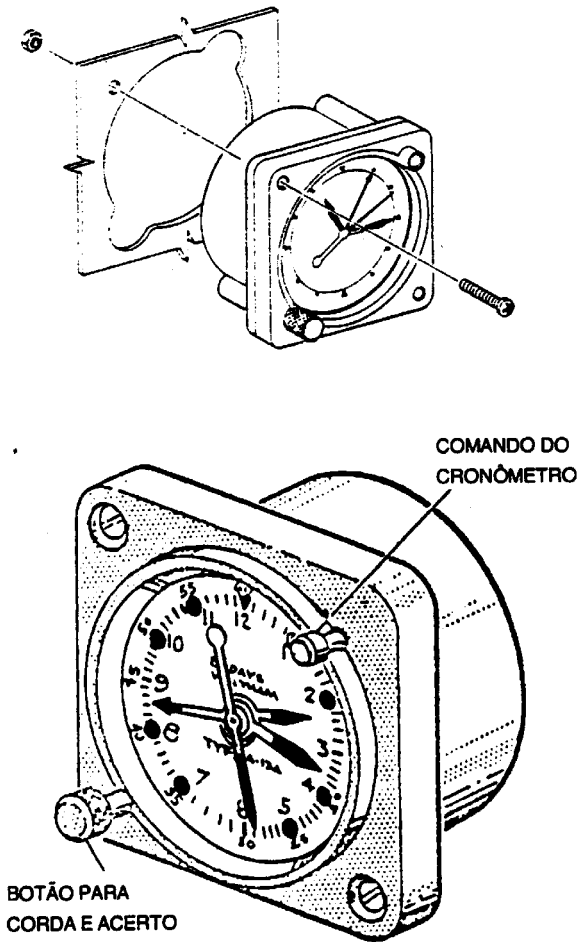


Figura 5-15 Comandos do relógio

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.

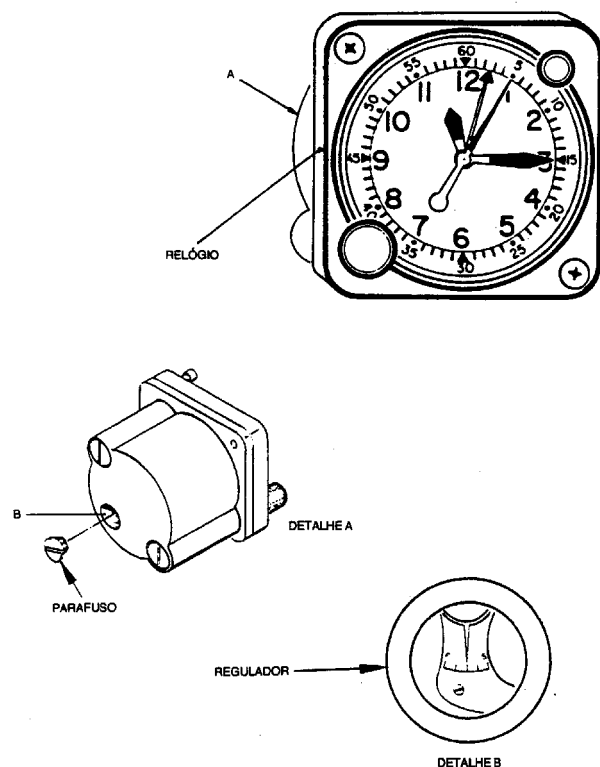


Figura 5-16 Calibragem do relógio

MEDIDOR DE FADIGA

Introdução

Durante o vôo 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 vôo 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.

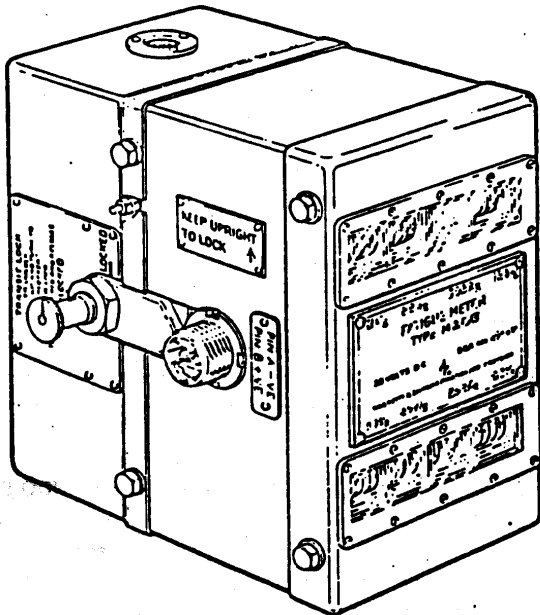


Figura 5-17 Medidor de fadiga

O medidor de fadiga é montado perto do CG da aeronave e a sua função é monitorar acelerações verticais da trajetória de vôo 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 vôo, a alimentação elétrica para o medidor de fadiga é normalmente controlada por um microinterruptor no trem de pouso ou por um 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 e 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.

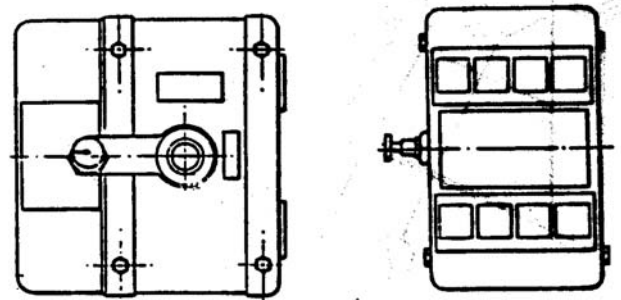


Figura 5-18 Vistas lateral e frontal do medidor de fadiga

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 vôo 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.

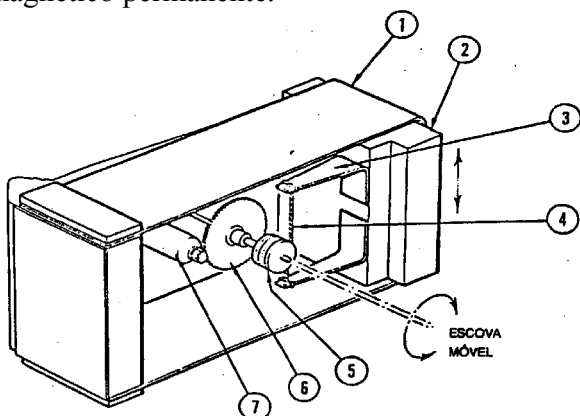


Figura 5-19 Unidades de operação do medidor de fadiga

Operação do Circuito

O circuito elétrico é alimentado por 28 VCC, e possui um microinterruptor, para permitir que o medidor de fadiga só entre em operação quando a aeronave estiver em vôo.

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;
- uma massa é colocada no ponto “T” do contador eletromagnético 6;
- a bobina iniciadora recebendo um massa e já estando provida de 28 VCC (aeronave em vôo) 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 um massa é colocado 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.

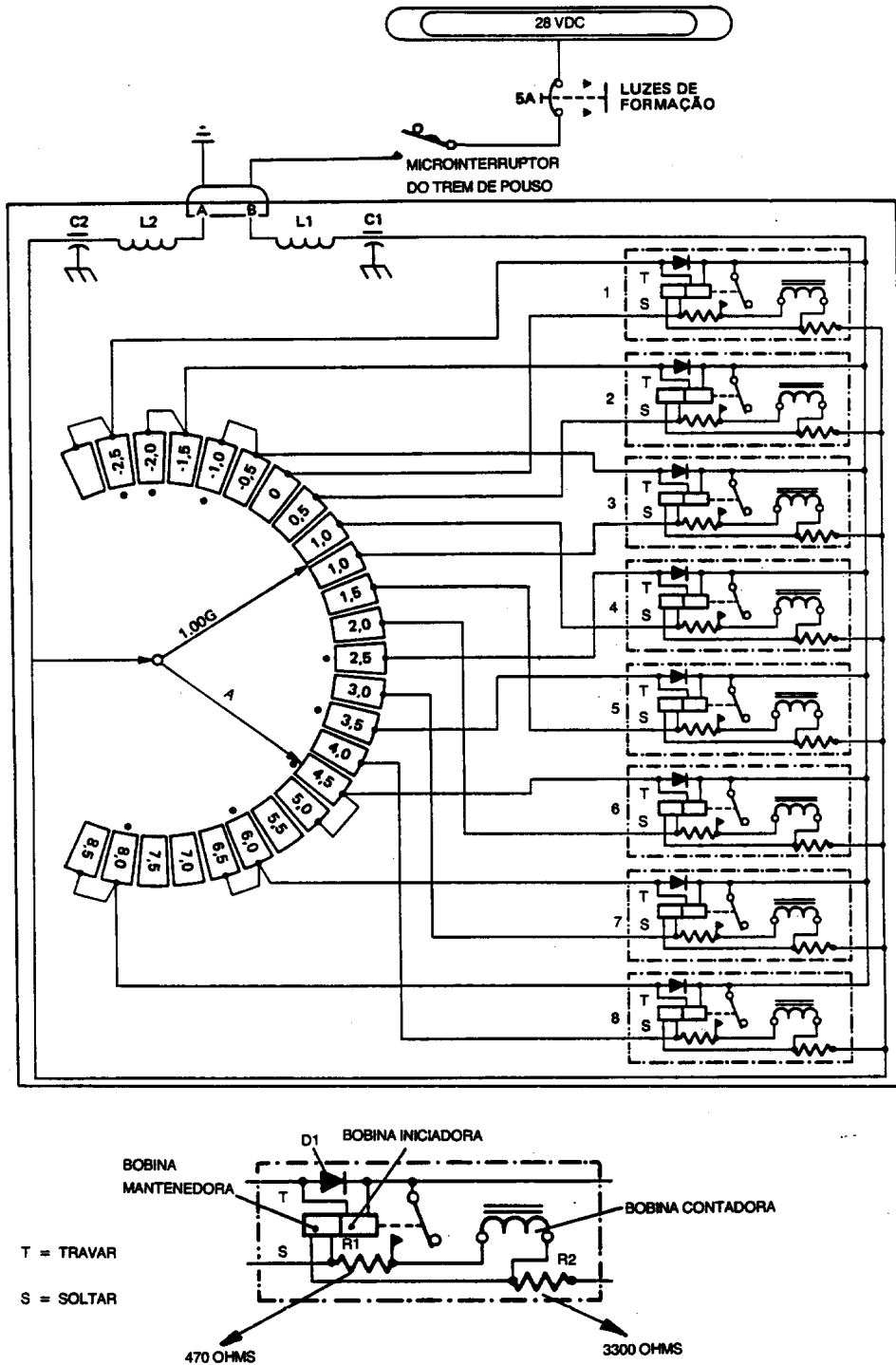


Figura 5-20 Diagrama esquemático do circuito elétrico do medidor de fadiga

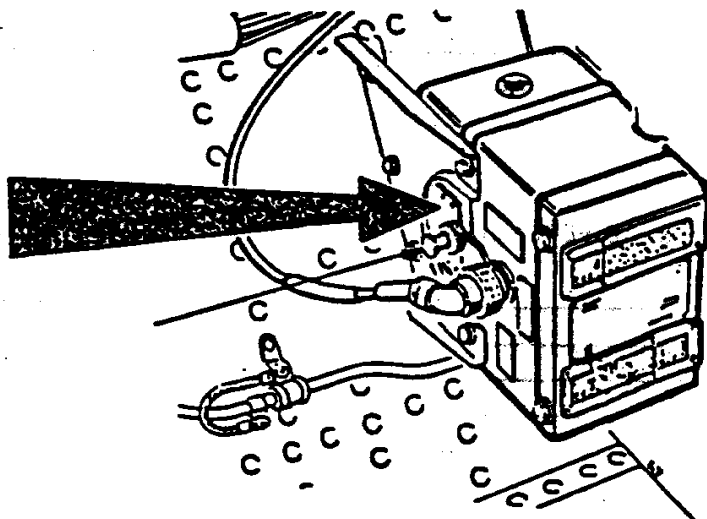
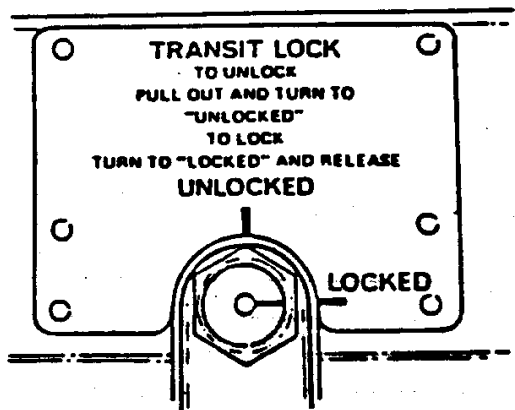


Figura 5-21 Localização da trava de trânsito que evita o registro quando não estiver devidamente instalado na aeronave

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 .

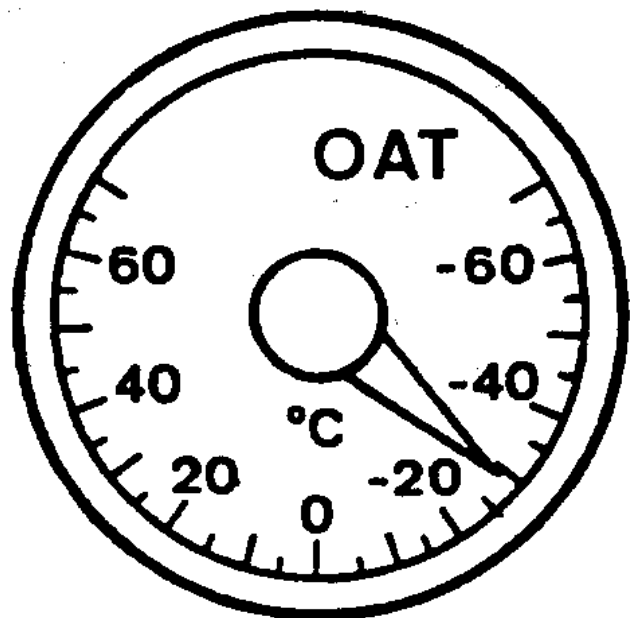


Figura 5-22 Indicador de temperatura do ar externo

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 $26^{\circ} - 8^{\circ} = 18^{\circ}\text{C}$).

6000 pés = 14°C (Queda de temperatura = $6 \times 2^{\circ} = 12^{\circ}$. Logo $26^{\circ} - 12^{\circ} = 14^{\circ}\text{C}$).

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.

INDICADORES DE QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL

Sistema tipo bóia

O sistema de indicação de quantidade de combustível mais simples é o do tipo bóia. Um

sistema deste tipo está apresentado de forma esquemática na figura 5-23, onde são vistos todos os seus componentes.

A figura 5-24 apresenta a bóia ligada a um transmissor de nível e através de ligações elétricas a indicação de quantidade é transmitida ao instrumento indicador na cabine.

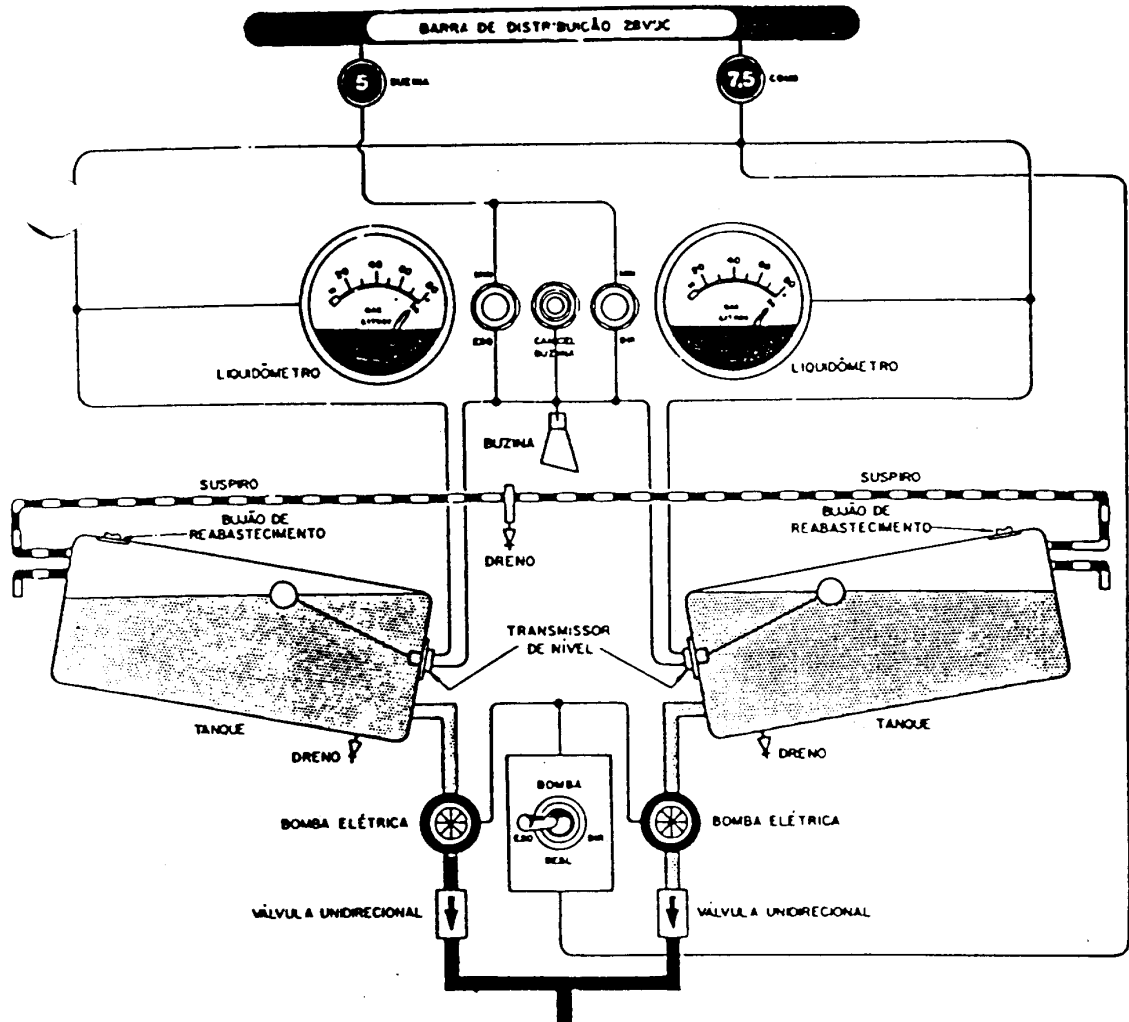


Figura 5-23 Sistema esquemático de combustível do tipo bóia

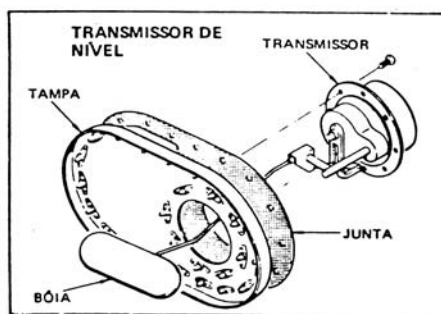


Figura 5-24 Transmissor de nível

Um outro sistema de indicação de quantidade de combustível do tipo bóia é o utilizado no helicóptero Esquilo e está apresentado na figura 5-25.

Este sistema possui internamente nos tanques um transmissor (figura 5-26) em cujo interior desloca-se uma bóia que movimenta um conjunto de ímãs transmitindo ao instrumento indicador (figura 5-27) o nível do combustível existente no tanque.

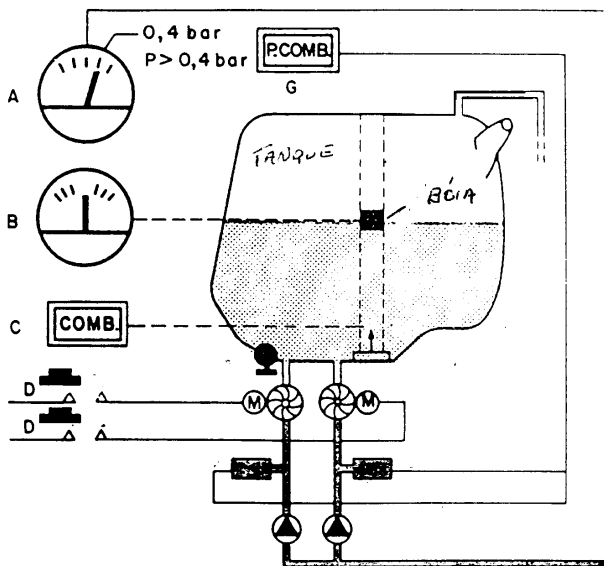


Figura 5-25 Sistema tipo bóia com alarme

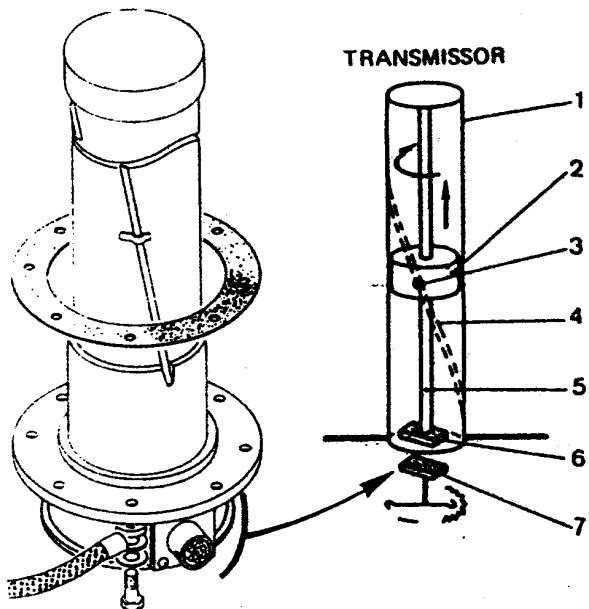


Figura 5-26 Transmissor

O transmissor é do tipo bóia e came helicoidal comandando um potenciômetro e um contato de nível baixo. O indicador é do tipo bobinas de fluxos cruzados. A bóia (2) instalada num tubo (1), acompanha o nível do combustível. Um pino (3) solidário com a bóia, desloca-se em uma fenda helicoidal (4) do tubo. Uma haste de comando (5) transmite a rotação da bóia 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).

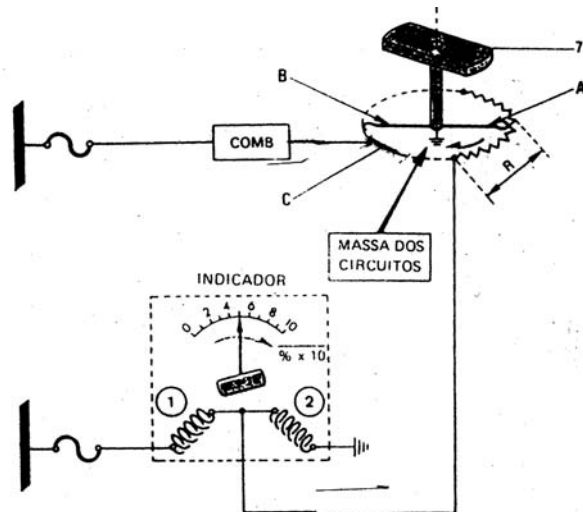


Fig. 5-27 Circuito do indicador de nível

As variações da resistência R (figura 5-27) modificam a direção do campo resultante das bobinas (1) e (2). A cada posição da bóia 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 mostrado na figura 5-28 é um instrumento selado, auto balanceado, contendo um motor, um conjunto de ponteiro, amplificador transistorizado, circuito ponte e potenciômetros de ajuste.

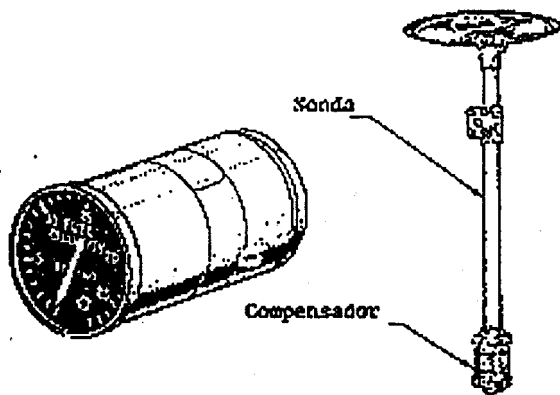


Figura 5-28 Indicador e sonda de um sistema tipo capacitor

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 potenciometro na direção apropriada para reequilibrar o circuito, e ao mesmo tempo posiciona um ponteiro indicador mostrando a quantidade de combustível remanescente no tanque.

Uma versão simplificada de uma unidade do tanque é mostrada na figura 5-29.

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 cerca 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.

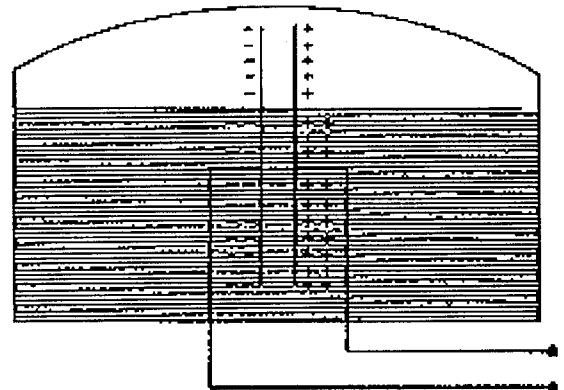


Figura 5-29 Circuito tanque-capacitância

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 5-30. O capacitor do tanque de combustível e um capacitor de referência fixo estão conectados em séries, através de uma bobina transformadora secundária.

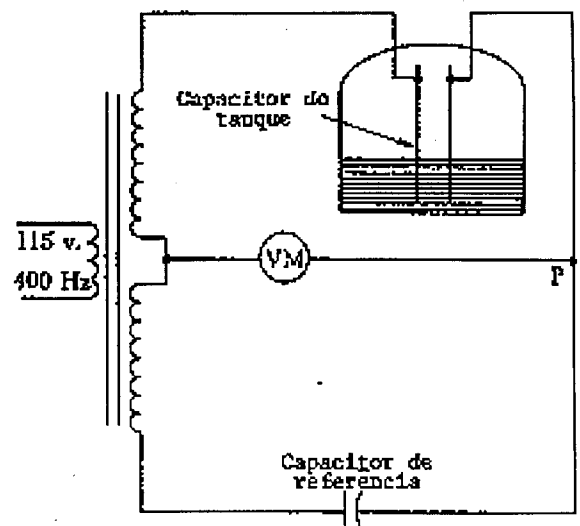


Figura 5-30 Circuito ponte de capacitância

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° 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 5-31.

O motor indicador move o braço do potenciômetro na direção necessária para manter equilíbrio contínuo na ponte. O circuito mostrado na figura 5-31 é um circuito de ponte com equilíbrio próprio.

Um potenciômetro "vazio" e um calibrado "cheio" estão ligados através das partes do transformador secundário em pontas opostas da bobina. Estes potenciômetros podem ser ajustados para equilibrar as voltagens da ponte sobre um sistema completo, de alcance de capacitância, de vazio até completamente cheio de um específico sistema.

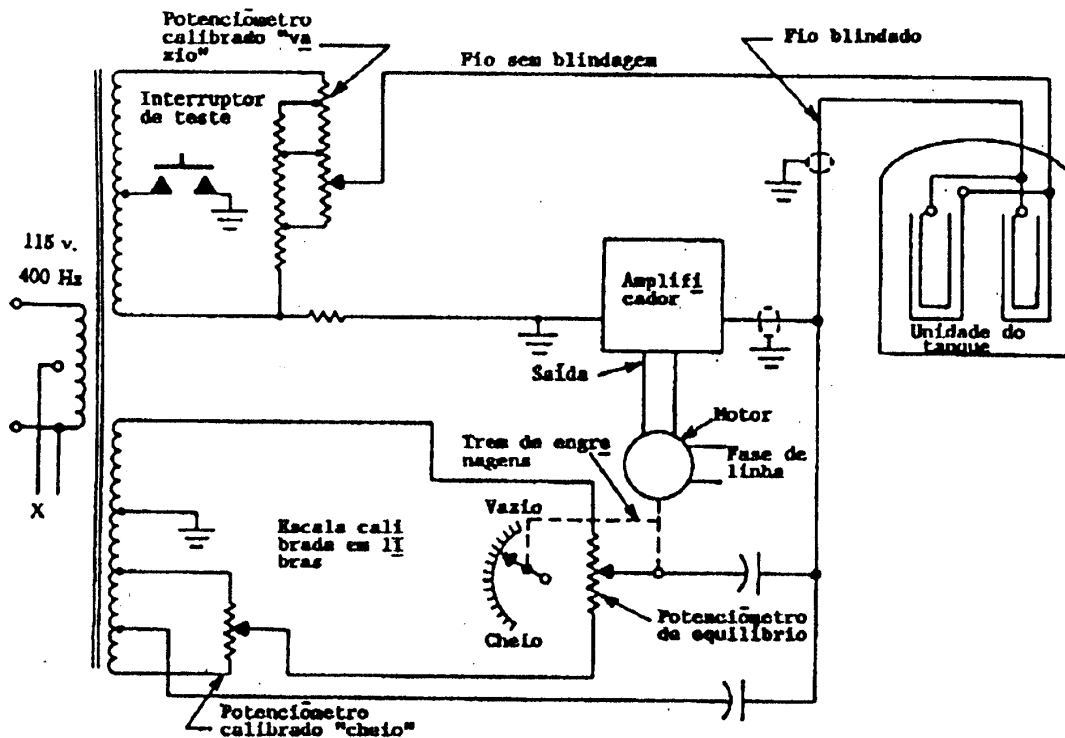


Figura 5-31 Circuito de ponte de equilíbrio próprio

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.

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 5-32) localizado no painel de instrumentos, onde uma indicação visual contínua do atual ângulo de ataque é mostrada.

Um sistema típico de ângulo de ataque fornece sinais elétricos para a operação de um atuador dos pedais do leme, o que alerta o operador de um estol iminente quando o avião está se 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 5-32B) e um indicador localizado no painel de instrumentos.

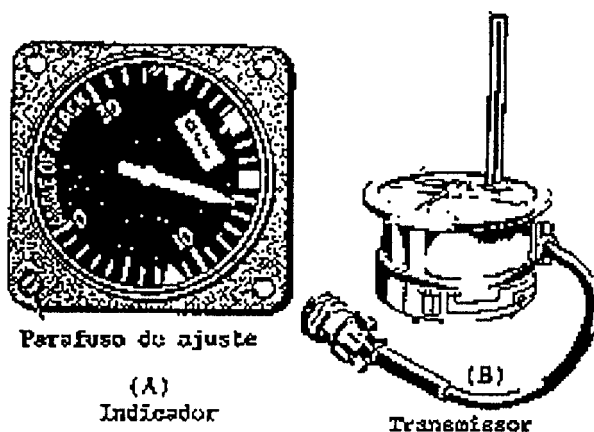


Figura 5-32 Sistema de indicação do ângulo de ataque

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 5-33).

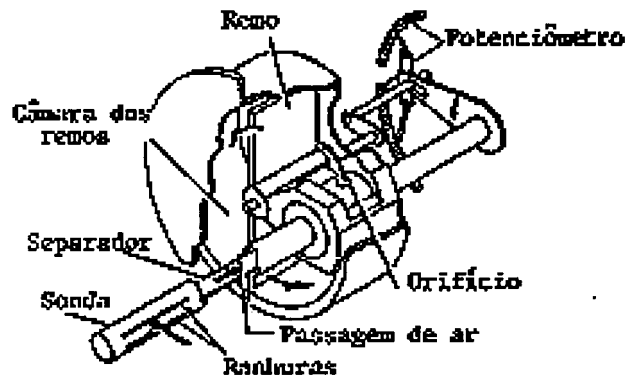


Figura 5-33 Detector da direção do fluxo de ar

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, subseqüentemente, 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.

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.

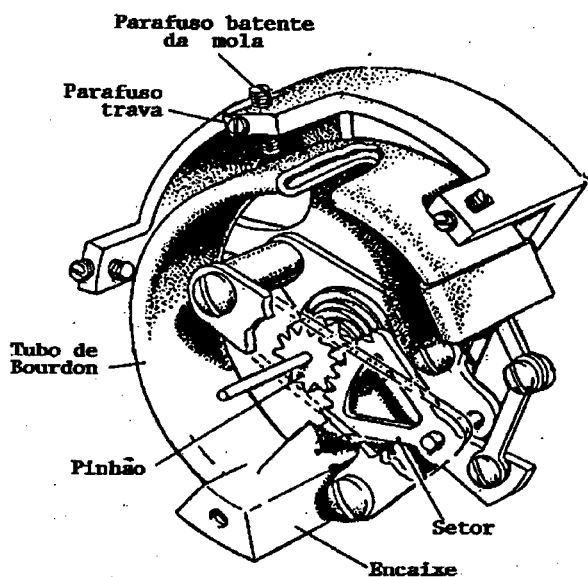


Figura 5-35 Indicador de pressão tipo tubo de Bourdon

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 5-36.

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.

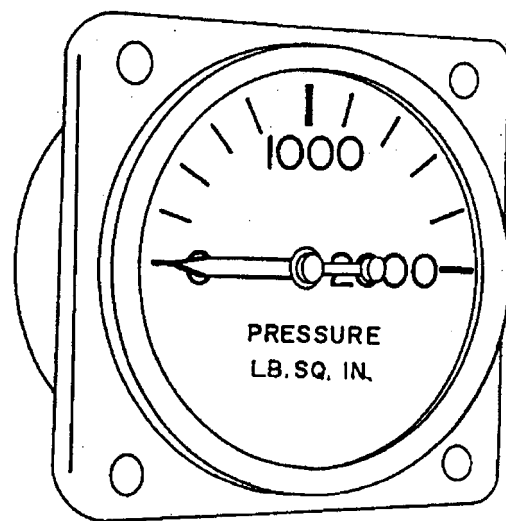


Figura 5-36 Indicador de pressão hidráulica

INDICADORES DE PRESSÃO DO SISTEMA DE DEGELO

Alguns aviões são equipados com câmaras de borracha nas superfícies frontais das asas e

estabilizadores. Essas câmaras inflam e esvaziam com ar fornecido por um sistema de pressão próprio. A finalidade é provocar a quebra de gelo acumulado nessas superfícies.

Essas câmaras de ar serão chamadas, daqui para frente de "BOOTS". Os Boots de expansão de borracha, que degelam os bordos de ataque das asas e estabilizadores em alguns aviões, são operados por um sistema de ar comprimido.

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

Um indicador típico de pressão é mostrado na figura 5-37.

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.

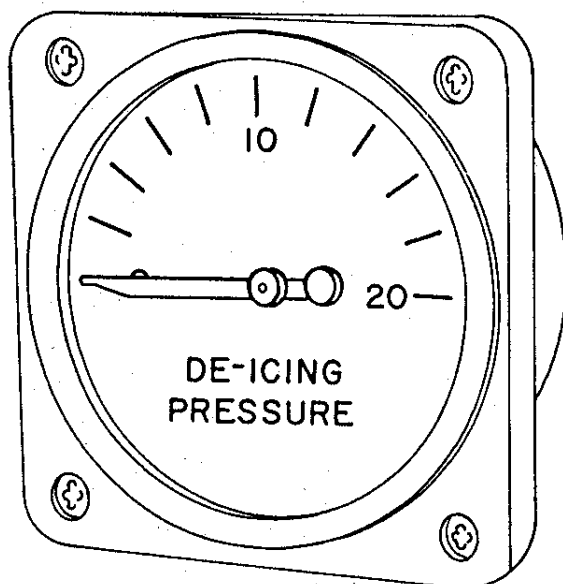


Figura 5-37 Indicação da pressão do degelador.

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 5-37.

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 (figura 5-38).

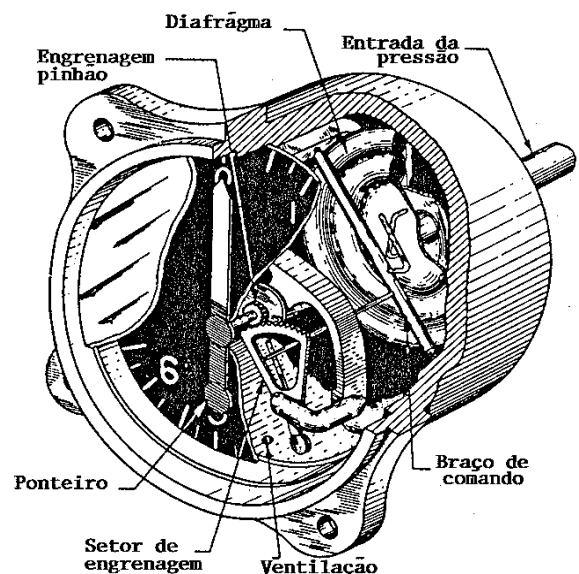


Figura 5-38 Indicador de pressão tipo diafragma.

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

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

INDICADORES DE SUCCÃO

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 a palhetas do rotor. Essas correntes de ar são produzidas pelo bombeamento de ar para fora das caixas do instrumento por uma bomba de vácuo. A pressão atmosférica, então, força o ar para o interior dos estojos dos instrumentos através de filtros, e é este ar que é dirigido contra as palhetas do rotor para movê-los e girá-los.

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

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

CAPÍTULO 6

MATERIAIS ELÉTRICOS

FIOS E CABOS CONDUTORES

O desempenho satisfatório de qualquer avião moderno depende, em grande parte, da confiança contínua nos sistemas e subsistemas elétricos. A instalação ou manutenção incorreta ou descuidada da fiação pode ser fonte de perigo imediato e potencial.

O funcionamento adequado e contínuo dos sistemas elétricos depende do conhecimento e da técnica do mecânico que instala, inspeciona e mantém os fios e cabos do sistema elétrico.

OS PROCEDIMENTOS E PRÁTICAS APRESENTADOS NESTE MANUAL SÃO RECOMENDAÇÕES GERAIS, E NÃO PRETENDEM SUBSTITUIR AS INSTRUÇÕES E PRÁTICAS APROVADAS PELO FABRICANTE.

Para efeito deste manual, um fio é apresentado como um condutor singelo e rígido ou como um condutor retorcido, ambos revestidos com um material isolante. A figura 6-1 ilustra estas duas definições de um fio.

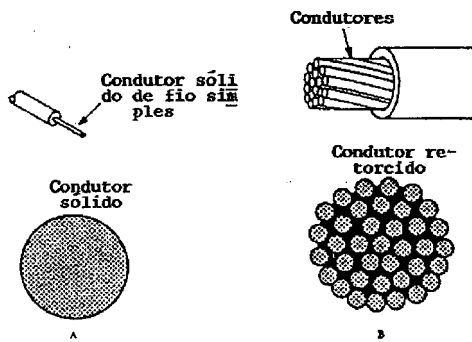


Figura 6-1 Dois tipos de fio de avião

O termo cabo, como é usado nas instalações elétricas da aeronave inclui:

- Dois ou mais condutores isolados separadamente e no mesmo invólucro (cabo multicondutor).
- Dois ou mais condutores isolados separadamente e torcidos juntos (par torcido).

- Um ou mais condutores isolados, revestidos com uma blindagem trançada metálica (cabo blindado).
- Um condutor central singelo isolado, com um condutor externo de revestimento metálico (cabo de radiofrequência). A concentricidade do condutor central e do condutor externo é cuidadosamente controlada durante a fabricação para assegurar que eles sejam coaxiais (cabo coaxial).

BITOLA DE FIO

O fio é fabricado em bitola de acordo com o modelo padrão especificado pelo AWG (American Wire Gage).

Bitola	Secção em corte			Oms / 1.000 pés	
	Dia- metro	Mils Circular	Pol ²	25°C (77°F)	65°C (149°F)
0000	460.0	212,000.0	0.166	0.0500	0.0577
000	410.0	168,000.0	.132	.0630	.0727
00	365.0	133,000.0	.105	.0795	.0917
0	325.0	106,000.0	.0829	.100	.116
1	289.0	83,700.0	.0657	.126	.146
2	258.0	66,400.0	.0521	.159	.184
3	229.0	52,600.0	.0413	.201	.232
4	204.0	41,700.0	.0328	.253	.292
5	182.0	33,100.0	.0260	.319	.369
6	162.0	26,300.0	.0206	.403	.465
7	144.0	20,800.0	.0164	.508	.586
8	128.0	16,500.0	.0130	.641	.739
9	114.0	13,100.0	.0103	.808	.932
10	102.0	10,400.0	.00815	1.02	1.18
11	91.0	8,230.0	.00647	1.28	1.48
12	81.0	6,530.0	.00513	1.62	1.87
13	72.0	5,180.0	.00407	2.04	2.36
14	64.0	4,110.0	.00323	2.58	2.97
15	57.0	3,260.0	.00256	3.25	3.75
16	51.0	2,580.0	.00203	4.09	4.73
17	45.0	2,050.0	.00161	5.16	5.96
18	40.0	1,620.0	.00128	6.51	7.51
19	36.0	1,290.0	.00101	8.21	9.48
20	32.0	1,020.0	.000802	10.4	11.9
21	28.5	810.0	.000636	13.1	15.1
22	25.3	642.0	.000505	16.5	19.0
23	22.6	509.0	.000400	20.8	24.0
24	20.1	404.0	.000317	26.2	30.2
25	17.9	320.0	.000252	33.0	38.1
26	15.9	254.0	.000200	41.6	48.0
27	14.2	202.0	.000158	52.5	60.6
28	12.6	160.0	.000126	66.2	76.4
29	11.3	127.0	.0000995	83.4	96.3
30	10.0	101.0	.0000789	105.0	121.0
31	8.9	79.7	.0000626	133.0	153.0
32	8.0	63.2	.0000496	167.0	193.0
33	7.1	50.1	.0000394	211.0	243.0
34	6.3	39.8	.0000312	266.0	307.0
35	5.6	31.5	.0000248	335.0	387.0
36	5.0	25.0	.0000196	423.0	488.0
37	4.5	19.8	.0000156	533.0	616.0
38	4.0	15.7	.0000123	673.0	776.0
39	3.5	12.5	.0000098	848.0	979.0
40	3.1	9.9	.0000078	1,070.0	1,230.0

Figura 6-2 Tabela da bitola AWG para o fio rígido

Como apresentado na figura 6-2, os diâmetros do fio tornam-se menores à medida que os números do calibre tornam-se maiores. A maior bitola do fio mostrado na figura 6-2 é o número 0000, e a menor é o número 40. As bitolas maiores e menores são fabricadas, mas não são comumente usadas.

Um calibre de fio é apresentado na figura 6-3. Este tipo de calibre medirá os fios variando em bitola do 0 até o número 36. O fio a ser medido é colocado na fenda menor, que só medirá o fio desencapado. O número do calibre correspondente à fenda indica o bitola do fio.

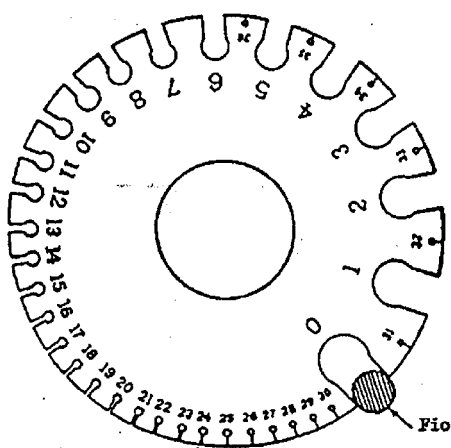


Figura 6-3 Calibre para fio

A fenda possui lados paralelos e não deve ser confundida com a abertura semi-circular na extremidade interna. A abertura simplesmente permite o movimento livre do fio em direção, e através da fenda. Os números do calibre são úteis na comparação da bitola dos fios, mas nem todos os tipos de fio ou cabo podem ser medidos precisamente com um calibre.

Os fios maiores são geralmente trançados para aumentar sua flexibilidade. Em tais casos, a área total pode ser determinada, multiplicando-se a área de um fio trançado (geralmente computado em milipolegadas circulares quando o diâmetro ou número da bitola é conhecido) pelo número de fios no cabo trançado.

Fatores que afetam a seleção da bitola do fio

Diversos fatores devem ser considerados na seleção da bitola do fio para transmissão e distribuição de força elétrica.

O primeiro fator é a perda da energia permitida (perda I^2R) na linha. Esta perda representa a energia elétrica transformada em calor. O uso de condutores maiores reduz a resistência e, portanto, a perda de I^2R . Entretanto, os condutores maiores, em princípio, são mais caros do que os menores; eles são mais pesados e necessitam de suportes mais substanciais.

Um segundo fator é a queda de voltagem permitida (queda IR) na linha. Se a fonte mantiver uma voltagem constante na entrada para as linhas, qualquer variação na carga da linha provocará uma variação na corrente e, conseqüentemente, uma variação de queda IR na linha. Uma variação extensa da queda IR na linha provoca uma regulação deficiente de voltagem na carga. A solução óbvia é reduzir a corrente ou a resistência.

Uma redução na corrente de carga diminui a potência de saída da energia que está sendo transmitida, enquanto que, uma redução na resistência da linha aumenta o tamanho e o peso dos condutores necessários.

Geralmente é alcançado um ponto de equilíbrio, por meio do qual a variação de voltagem na carga permanece dentro dos limites toleráveis, e o peso dos condutores na linha não é excessivo.

Um terceiro fator é a capacidade do condutor para conduzir corrente. Quando a corrente passa através do condutor há produção de calor. A temperatura do fio aumentará até que o calor irradiado, ou dissipado, seja igual ao calor gerado pela passagem de corrente através da linha. Se o condutor for isolado, o calor gerado no condutor não será logo removido. Dessa forma, para proteger o isolante de calor excessivo, a corrente através do condutor deve ser mantida abaixo de um certo valor. Quando os condutores elétricos acham-se instalados em locais onde a temperatura ambiente é relativamente alta, o calor pelas fontes externas constituem uma parte apreciável do aquecimento total do condutor. Uma compensação pela influência do aquecimento externo sobre a corrente permitida no condutor deve ser feita, e cada caso possui suas próprias limitações específicas.

A temperatura máxima de operação permitida no condutores isolados varia com o tipo de isolante que está sendo utilizado. Existem

tabelas que relacionam os valores de segurança de corrente para as várias bitolas e tipos de condutores, revestidos com diversos tipos de isolantes.

A figura 6-4 mostra a capacidade dos condutores singelos de cobre em conduzir corrente em ampères, numa temperatura ambiente abaixo de 30° C. Este exemplo fornece medidas somente para uma relação limitada de bitolas de fios.

Bitola	Borracha ou plástico	Plástico, asbestos ou Varcam	Asbestos impregnado	Asbestos	Queima lenta ou a prova do tempo
0000	300	385	475	510	370
000	280	330	410	430	320
00	225	285	355	370	275
0	195	245	305	325	235
1	165	210	265	280	205
2	140	180	225	240	175
3	120	155	195	210	150
4	105	135	170	180	130
6	80	100	125	135	100
8	55	70	90	100	70
10	40	55	70	75	55
12	25	40	50	55	40
14	20	30	40	45	30

Figura 6-4 Capacidade do fio em conduzir corrente

Fatores que influenciam na seleção do material condutor

Embora a prata seja o melhor condutor, seu custo limita o uso a circuitos especiais, onde é necessário um material com alta condutibilidade.

Os dois condutores mais comumente usados são o cobre e o alumínio. Cada um possui características próprias que tornam seu uso vantajoso sob certas circunstâncias. Possuem também suas desvantagens. O cobre possui maior condutibilidade; ele é mais dúctil (pode ser estirado), possui relativamente alta resistência à tração e pode ser facilmente soldado. Ele é mais caro e pesado do que o alumínio.

Embora o alumínio possua apenas cerca de 60% da condutibilidade do cobre, ele é usado extensivamente. Sua leveza torna possível vãos extensos e, seu diâmetro, relativamente grande para uma dada condutibilidade, reduz a corona (a descarga de eletricidade do fio quando ele possui um alto potencial). A descarga é maior quando é usado um fio de diâmetro menor ao invés de um fio de diâmetro maior. Algumas barras de ligação são feitas de alumínio ao invés de cobre onde existe uma superfície de radiação maior para a

mesma condutância. As características do cobre e do alumínio são comparadas na figura 6-5.

CARACTERÍSTICAS	COBRE	ALUMÍNIO
Resistência a tensão	55.000	25.000
Resistência a tensão para a mesma condutividade (lb)	55.000	40.000
Peso para a mesma condutividade (lb)	100	48
Secção para a mesma condutividade (C.M)	100	160
Resistência específica (W/mil ft.)	10,6	17

Figura 6-5 Características do cobre e do alumínio

Queda de voltagem nos fios e nos cabos de um avião

É recomendado que a queda de voltagem dos cabos principais da fonte de força de geração do avião ou a da bateria para a barra não deve exceder 2% da voltagem regulada, quando o gerador estiver conduzindo uma corrente nominal ou a bateria estiver sendo descarregada na razão de 5 minutos.

A tabela da figura 6-6 mostra a queda de voltagem máxima recomendada em circuitos em carga entre a barra e o equipamento de utilização

VOLTAGEM NOMINAL DO SISTEMA	QUEDA DE VOLTAGEM PERMISSÍVEL	
	OPERAÇÃO CONTÍNUA	OPERAÇÃO INTERMITENTE
14	0,5	1
28	1	----
115	4	8
200	7	14

Figura 6-6 Queda de voltagem máxima recomendada nos circuitos de carga

A resistência do circuito de retorno de corrente à massa, através da estrutura da aeronave, é sempre considerada desprezível.

Entretanto, isto se baseia na suposição de que tenham sido proporcionadas adequadas ligações à estrutura ou ao circuito especial de retorno da corrente elétrica à massa, e que sejam capazes de conduzir a corrente elétrica necessária com uma queda mínima de voltagem.

A medida de resistência de 0,005 ohm de um ponto massa do gerador ou da bateria, até o terminal massa de qualquer componente elétrico, é considerado satisfatório.

Outro método satisfatório de determinar a resistência do circuito é o de verificar a queda de voltagem através do circuito.

Se a queda de voltagem não exceder os limites estabelecidos pelo fabricante do componente ou do avião, o valor da resistência para o circuito será considerado satisfatório.

Quando se usa o método de queda de voltagem para verificar um circuito, a voltagem de entrada deve ser mantida num valor constante.

Instruções para usar o gráfico de fios elétricos

Os gráficos das figuras 6-7 e 6-8 aplicam-se a condutores de cobre conduzindo corrente contínua. As curvas 1, 2 e 3 são traçadas para mostrar a máxima amperagem nominal para o condutor, especificado sob as condições apresentadas.

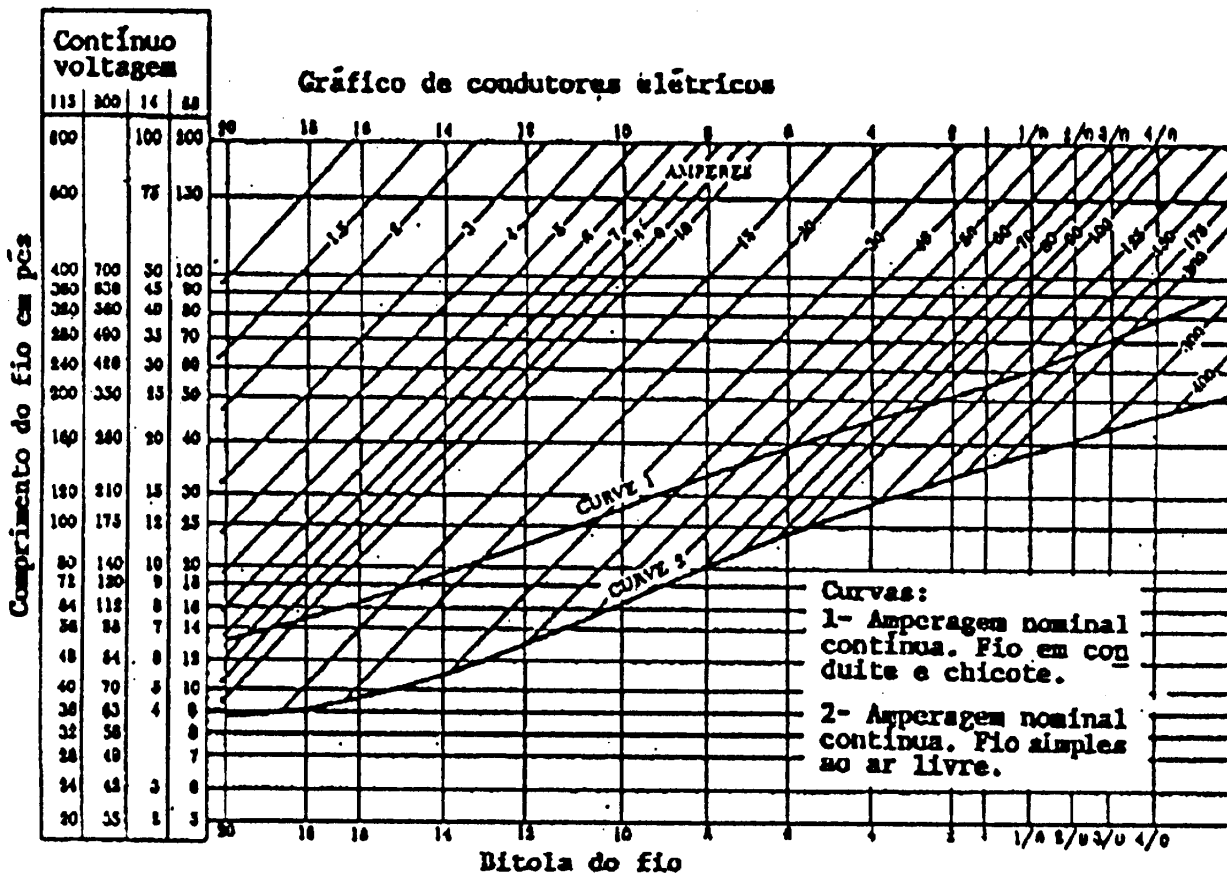


Figura 6-7 Gráfico de condutor fluxo contínuo (aplicável aos condutores de cobre)

Para selecionar a bitola correta do condutor, dois requisitos principais devem ser obedecidos:

1. A bitola do fio deve ser suficiente para evitar queda de voltagem excessiva, enquanto estiver conduzindo a corrente devida na distância necessária;

2. A bitola deve ser suficiente para evitar superaquecimento do cabo durante o transporte da corrente devida.

3.

Os gráficos das figuras 6-7 e 6-8 podem simplificar essas determinações. Para usar estes

gráficos, a fim de selecionar a bitola apropriada do condutor, deve-se conhecer o seguinte:

- O comprimento do condutor em pés.
- O número de ampères da corrente a ser conduzida.
- O valor da queda de voltagem permitida.
- Se a corrente a ser conduzida é intermitente ou contínua e, se contínua, se o condutor é singelo, ao ar livre, em conduíte ou em chicote.

Suponha-se que seja desejado instalar um condutor a 50 pés da barra do avião para o equipamento, num sistema de 28 volts.

Para essa distância, uma queda de 1 volt é permitida para operação contínua.

Consultando-se o gráfico da figura 6-7, pode-se determinar o número máximo de pés que um condutor pode possuir, conduzindo uma corrente específica com uma queda de 1 volt.

Neste exemplo, é escolhido o número 50. Suponha-se que a corrente requerida pelo equipamento seja de 20 ampères.

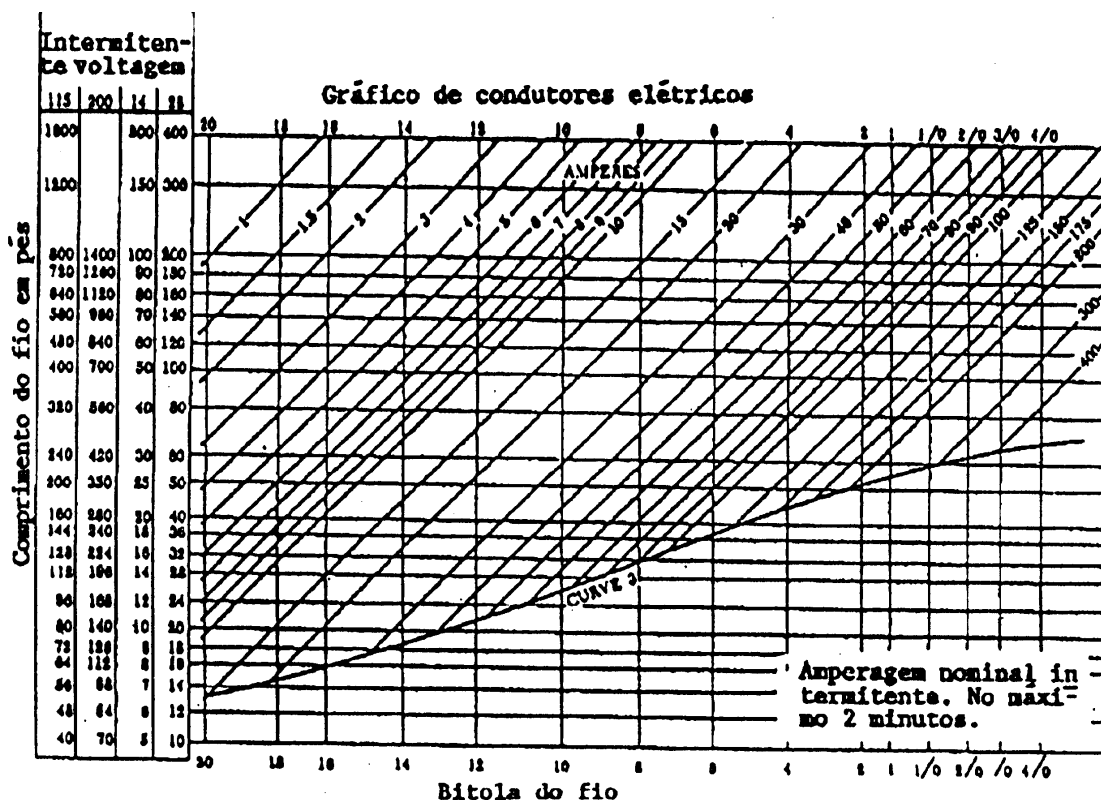


Figura 6-8 Gráfico de condutor fluxo intermitente

A linha que indica o valor de 20 ampères deve ser selecionada pelas linhas diagonais.

Leva-se a linha diagonal para baixo até que ela intercepte a linha horizontal de nº 50.

Deste ponto, passa-se direto para baixo do gráfico, para achar que um condutor entre as bitolas 8 e 10 seja necessário, e evite uma queda maior que 1 volt. Estando o valor indicado entre dois números, o de maior bitola, o nº 8, deve ser selecionado. Esse é o condutor de menor bitola, que pode ser usado para evitar uma queda de voltagem excessiva. Determinar que bitola do

condutor é suficiente para evitar superaquecimento, basta desprezar ambos os números, ao longo do lado esquerdo do gráfico e das linhas horizontais.

Suponha-se que o condutor seja um fio singelo exposto ao ar livre que conduz corrente contínua.

Localiza-se um ponto alto do gráfico na linha diagonal numerada de 20 ampères.

Segue-se esta linha até interceptar a linha diagonal marcada "curva 2". É preciso descer deste ponto diretamente até o fundo do gráfico;

este ponto está entre os números 16 e 18. A bitola maior de número 16 deve ser a selecionada. Este é o condutor de menor bitola, aceitável para conduzir uma corrente de 20 ampères num fio singelo ao ar livre, sem superaquecimento.

Se a instalação, se aplicar ao equipamento tendo apenas uma necessidade intermitente (máximo de 2 minutos) de energia, o gráfico da figura 6-8 será usado da mesma maneira.

IDENTIFICAÇÃO DE CONDUTORES

Para facilidade de instalação e manutenção, os condutores elétricos são identificados através de uma combinação, de algarismos e letras, neles impressa. A identificação é determinada na fase

de projeto e é inserida em todos os desenhos de esquemas elétricos.

Todos os condutores devem ser identificados conforme os seguintes tipos de identificação:

- a) Identificação tipo “significante” ou
- b) Identificação tipo “não significante”

Identificação tipo “Significante”

Este tipo de identificação indica a função do circuito ao qual pertence o condutor. Um exemplo de identificação deste tipo é mostrado a seguir.

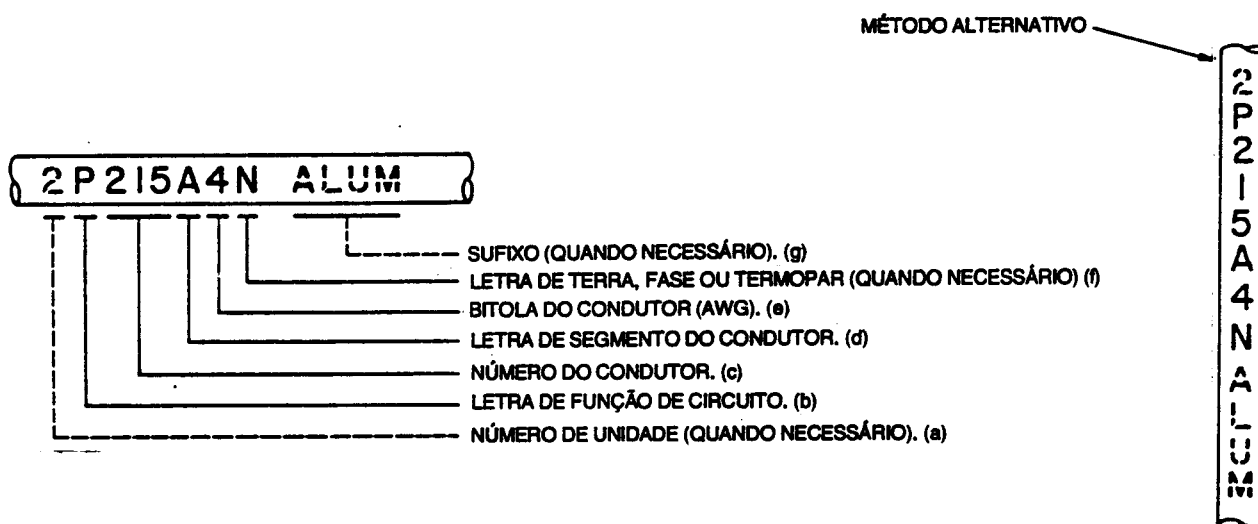


Figura 6-9 Identificação tipo “significante”

A seguir, a definição de cada item do código combinado de letras e algarismos.

a) Número de unidade

Este número é utilizado quando na aeronave for usado mais de um equipamento idêntico. Por exemplo: se forem usados 2 VOR idênticos:

- 1RN 168A22 é utilizado quando na aeronave for usado mais de um equipamento idêntico.
- 2RN 168A22 é o fio correspondente à mesma função no outro sistema de VOR (número 2).

Usa-se, normalmente, o número de ordem “1” para o lado esquerdo e “2” para o lado direito;

sendo que esta regra não se aplica a componentes duplicados de um mesmo sistema.

Quando o sistema é único dispensa-se o uso do “1”.

b) Letra designativa da função do circuito

Esta letra indica que categoria de circuito o condutor é usado. No exemplo apresentado a letra P indica ser um condutor do sistema de potência elétrica CC.

A lista a seguir relaciona as letras e as funções dos respectivos circuitos.

Letra	Sistema	Letra	Sistema (cont.)
A	Armamento	SQ	De bombardeio
B	Fotografia	SR	Gravação
C	Comandos de vôo	SS	De busca
D	Instrumentos diversos (exceto de vôo ou do motor)	SV	Especiais
E	Instrumentos do motor	SW	Alarme
F	Instrumentos de vôo	SX	De reconhecimento (IFF)
G	Comandos do Trem de Pouso	T	Eletrônica especial
H	Ar condicionado/Degelo	TA	Adaptadores
I	Não é utilizado para evitar confusão com o número 1	TB	Controle de radar
J	Ignição	TC	Controle de rádio
K	Comandos do motor	TD	Anunciador de bordo
L	Iluminação	TE	Contramedida eletrônica (ECM)
M	Miscelânea elétrica	TF	Repetidores
N	Não ocupada	TG	GM de direção
O	Não é utilizada para evitar confusão com o dígito zero (0)	TK	Telemetria
P	Potência elétrica – CC	TL	Indicador de Atitude
Q	Comando de combustível e óleo	TM	Fardos especiais
R	Rádio (Navegação e comunicação)	TN	Navegação
RA	Instrumentos de aterragem	TP	Balisa
RC	Comando	TQ	Transceptores
RD	Rádio goniométrico (ADF)	TR	Receptores
RF	VHF de ligação	TS	Anti-submarino (ASW)
RL	HF de comunicação	TT	Transmissores
RM	“Marker Beacon”	TW	Dispositivos meteorológicos
RN	Navegação (VOR)	TX	Transmissores de TV
RS	SHF de comando	TY	Receptores de TV
RT	Rádio teletipo	TZ	Dispositivos de bombardeio
RU	UHF de comando	U	Miscelânea eletrônica
RV	VHF de comando	V	Potência CC
RX	Gravador, FM, AM	W	Alarme de emergência
RZ	Interfone	X	Potência CA
S	Radar	Y	Sistemas de armamentos especiais
SA	Altímetro	YA	Ar-Ar
SF	Interceptor	YB	Ar-Terra
SG	De tiro	YC	Multifunção
SM	De mapeamento	YW	Orientação de mísseis
SN	De navegação	YT	Torre
		Z	Não ocupada

c) Número do condutor

É o número de cada condutor por ordem de seqüência no mesmo circuito e serve para diferenciá-lo dos outros. Números diferentes serão atribuídos a condutores que não tiverem ponto de terminação ou conexão em comum.

d) Letra designativa do segmento do condutor

Um segmento de um condutor é um trecho do mesmo, compreendido entre dois seccionamentos quaisquer da aeronave; por exemplo: conectores, caixas de junção, blocos de terminais, etc.

As letras de segmento são usadas para diferenciar os fios em diferentes trechos de seu seccionamento.

Quando possível, os segmentos devem ser numerados em ordem alfabética, sendo a letra **A** reservada ao primeiro segmento a partir da fonte de alimentação.

e) Bitola do condutor

Esse número corresponde à secção do condutor segundo a especificação AWG.

f) Letras de massa, fase ou termopar

As letras A, B ou C identificam as fases de um sistema CA trifásico no qual o condutor é usado. A letra “N” indica que o condutor completa um circuito para o massa. Pode-se ter ainda a letra “V” indicativa de fio não ligado à massa e pertencente a um sistema monofásico.

g) Sufixo

Para condutores de termopares, os seguintes sufixos devem ser aplicados:

CHROM – Cromel

ALML – Alumel

IRON – Ferro

CONST – Constantan

COP – Cobre

Em condutores de alumínio a sigla “ALUM” deve ser acrescentada ao símbolo de identificação.

Identificação tipo “Não Significante” MIL-W-5088-H

Este tipo de identificação não indica a função do circuito ao qual pertence o condutor.

Cada cablagem é identificada pela letra “W”, seguida por um número identificador de, no máximo, quatro dígitos.

As cablagens do “Sistema Elétrico” são identificadas com números pares e as do “Sistema Eletrônico”, com números ímpares.

Exemplo:

– W002 cablagem elétrica

– W003 cablagem eletrônica

Quando os fios passam por um conector, o número da cablagem é modificada.

Para cada condutor, há uma única identificação alfanumérica para distingui-lo de todos os outros condutores da aeronave.

Cada número do condutor inclui a identificação da cablagem a que pertence, um número identificador, um número de sua bitola, código especial de cor, condutores termopar e blindagem.

Exemplo:

W	023	–	005	–	24	WH
(a)	(b)	(f)	(c)	(f)	(d)	(e)

Onde:

(a) Letra classificatória de cablagem

(b) Número que identifica a cablagem (até 4 dígitos)

(c) Número identificador do condutor (até 4 dígitos)

(d) Número da bitola do condutor

(e) Código especial

(f) Separação (hífen)

(c) O número identificador do condutor distingue cada condutor de todos os outros, dentro de uma mesma cablagem. Este número não deve

exceder quatro dígitos. A numeração dos condutores é em ordem crescente, começando pelo que sai da fonte de alimentação.

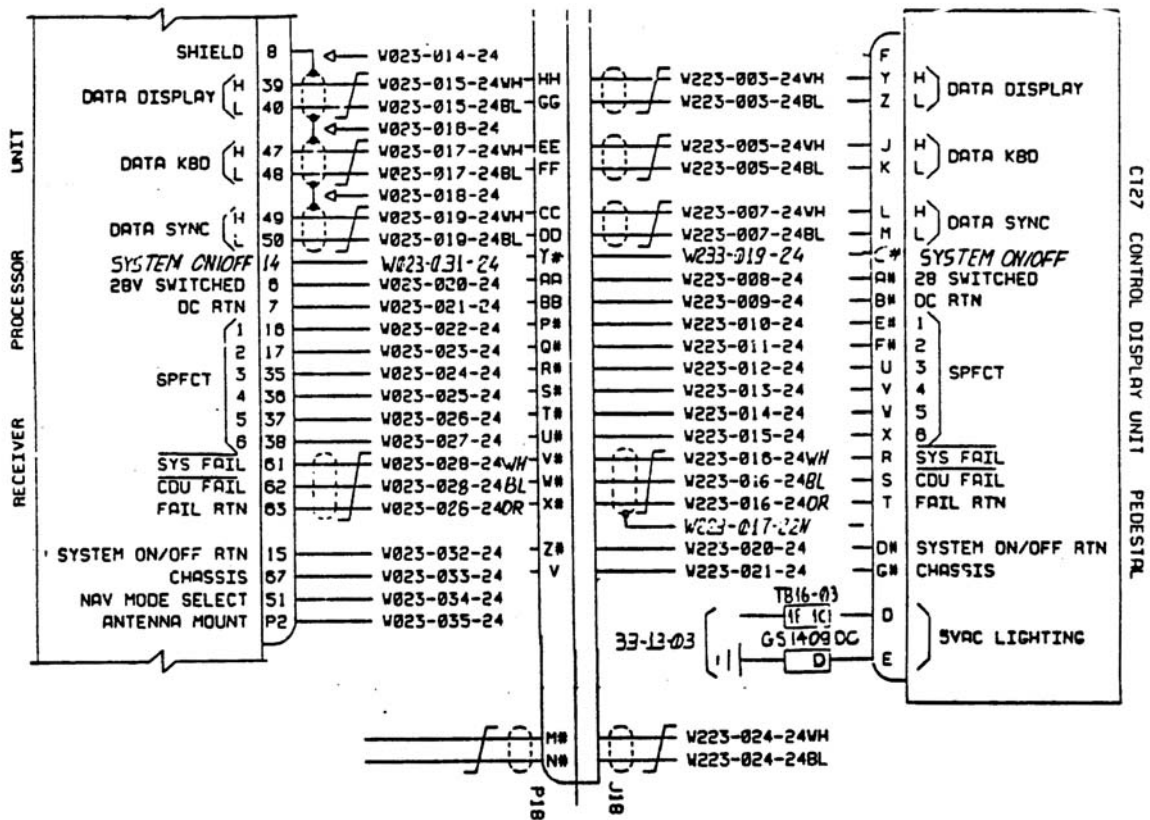
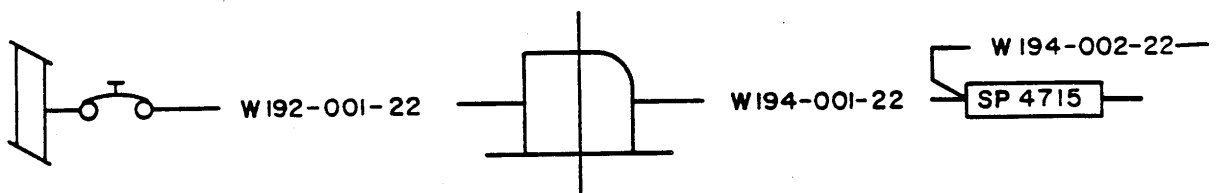


Figura 6- 10 Modificação do número na passagem por conector



A numeração dos condutores reunidos por “Splices” deve ser seqüencial sempre que possível.

Exemplo:



Figura 6-11 Modificação após “splices”

- (d) Este número indica a bitola do referido condutor. Para cabo coaxial e condutores termopar, este número pode ser omitido de sua identificação.
- (e) Para condutores termopar, o seguinte código de letras é usado.

Cromel	CR
Alumel	AL
Ferro	FE
Constantan	CN
Cobre	CU

Exemplo:

W 102 – 645 – CR

Código de Cores

Os condutores pertencentes a um mesmo cabo, codificados por meio de cores através de listras, faixa ou inteiramente colorido, devem ser designados com o mesmo número identificador. A cor de cada condutor deve ser indicada pelo uso de duas letras, logo após o número de sua bitola, de acordo com a tabela a seguir:

COR	LETRAS	COR	LETRAS
Preta	BK	Verde	GN
Marron	BR	Azul	BL
Vermelha	RD	Violeta	VT
Laranja	OR	Cinza	GY
Amarela	YE	Branca	WH
		Rosa	PK

Figura 6-12 Código de cores

Para condutores de alumínio, o sufixo ALUM deve ser adicionado ao seu código de identificação.

Se o código de identificação exceder a 15 dígitos, o sufixo ALUM deve ser substituído por AM.

ISOLAMENTO DO CONDUTOR

As duas propriedades fundamentais dos materiais isolantes (borracha, vidro, amianto ou plástico, etc.) são: a resistência do isolamento e; a força dielétrica. Essas são propriedades inteiramente diferentes e distintas.

A resistência do isolamento é a resistência da passagem da corrente, através e ao longo da superfície dos materiais isolantes.

A resistência do isolamento pode ser medida com um medidor (MEGGER) sem danificar o isolamento, de modo que a informação obtida sirva como guia para determinar as condições gerais. Entretanto, a informação, obtida desta maneira, não será um retrato fiel da condição do isolamento. Isolamento limpo e seco contendo fendas ou defeitos pode mostrar um alto valor de resistência de isolamento, mas não é adequado para uso.

A força dielétrica é a propriedade que o isolante possui de suportar a diferença de potencial e, é, geralmente, expressa em termos de voltagem, na qual o isolamento não funciona devido à tensão eletrostática. A força dielétrica máxima pode ser medida, aumentando-se a voltagem de uma amostra de teste até que o isolamento seja rompido.

Devido ao custo do isolamento e seu efeito de endurecimento junto a grande variedade de condições físicas e elétricas, sob as quais os condutores são operados, somente o isolamento mínimo necessário é aplicado para qualquer tipo específico é aplicado para qualquer tipo específico de cabo destinado a desempenhar uma determinada tarefa.

O tipo de material de isolamento do condutor varia com o tipo de instalação. Tais tipos de isolantes como a borracha, seda e papel não são mais usados nos sistemas do avião. Os mais comuns hoje em dia são: o vinil, o algodão, o náilon, o teflon e o amianto mineral.

INSTALAÇÃO DE FIAÇÃO ELÉTRICA

Os seguintes procedimentos recomendados para a instalação da fiação elétrica nos aviões são típicos daqueles usados na maioria. Para melhor finalidade desta descrição, as seguintes definições são aplicáveis:

- 1) Fiação descoberta – qualquer fio, grupo de fios ou chicote não envolvido por conduíte.
- 2) Grupo de fios – dois ou mais fios indo para o mesmo local amarrados juntos para reter a identificação do grupo.
- 3) Chicote ou cablagem – dois ou mais grupos de fios amarrados juntos, porque eles estão indo na mesma direção para um ponto onde a amarração está localizada.
- 4) Fiação protegida eletricamente – fios que incluem (no circuito) proteção contra sobrecarga tais como fusíveis, disjuntores ou outros dispositivos de limitação.
- 5) Fiação sem proteção elétrica – fios (geralmente dos geradores até os pontos de distribuição da barra principal) que não possuem proteção tais como fusíveis, disjuntores ou outros dispositivos limitadores de corrente.

Grupos de fios e chicotes (cablagens)

Deve-se evitar a formação de chicote ou grupos com certos fios, tais como fiação de força elétrica e fiação para duplicação de equipamento vital quando eletricamente desprotegidas.

Os chicotes geralmente devem ser constituídos em menos de 75 fios, ou ter de 1 ½ a 2 polegadas de diâmetro, onde possível. Quando diversos fios estiverem agrupados em caixas de junção, barras de terminais, painéis, etc, a identidade do grupo de fios no chicote (figura 6-13) pode ser mantida.

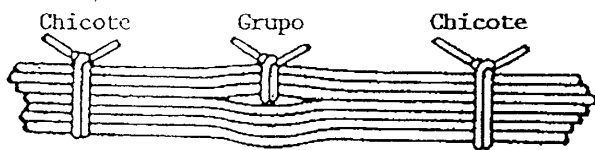


Figura 6-13 Amarrações de grupo de fios e chicotes

Amarração da Cablagem (chicote)

Os fios e cabos são enfeixados com a finalidade de facilitar a instalação, a manutenção e a inspeção.

Deve-se usar nas amarrações um barbante chato (sempre que possível). Barbante circular também poderá ser usado, porém seu uso não é o preferido pois sua tendência é cortar o isolante do fio. Pode-se usar barbante de algodão, linho, nylon ou fibra de vidro, de acordo com as limitações de temperatura.

O barbante deverá ser pré-tratado para protegê-lo da umidade e do ataque de fungos.

Em feixes que contenham cabos coaxiais utilizar somente barbante de nylon.

A braçadeira plástica (tirap) deverá ser usada em temperatura abaixo de 350°F (aproximadamente 176°C).

Cuidados na Amarração

- Amarrar o feixe suficientemente apertado para não permitir escorregamento, porém ficar atento para não deformar ou cortar o isolante.
- Cuidados especiais devem ser tomados quando se amarram cabos coaxiais devido ao fato deles possuírem um isolante (macio) entre os condutores.
- Nunca usar nós em cablagens protegidas por conduítes.
- possam conectores evitar amarrações próximas a eles a fim de impedir a divergência de contatos.
- Em cablagens de espessura maior do que 1 polegada (2,54cm) usar bastante duplo.
- Quando a amarração for feita em painéis, observe os seguintes cuidados:

Em cablagens que

- A - antenha os fios em paralelos;
- B - Quando o feixe for muito comprido, amarre-os a cada 5 cm (aproximadamente);
- C - Cada fio ao ser incorporado à cablagem deverá ser mantido na externa do feixe;
- D - Amarrar o feixe toda vez que sair um fio.

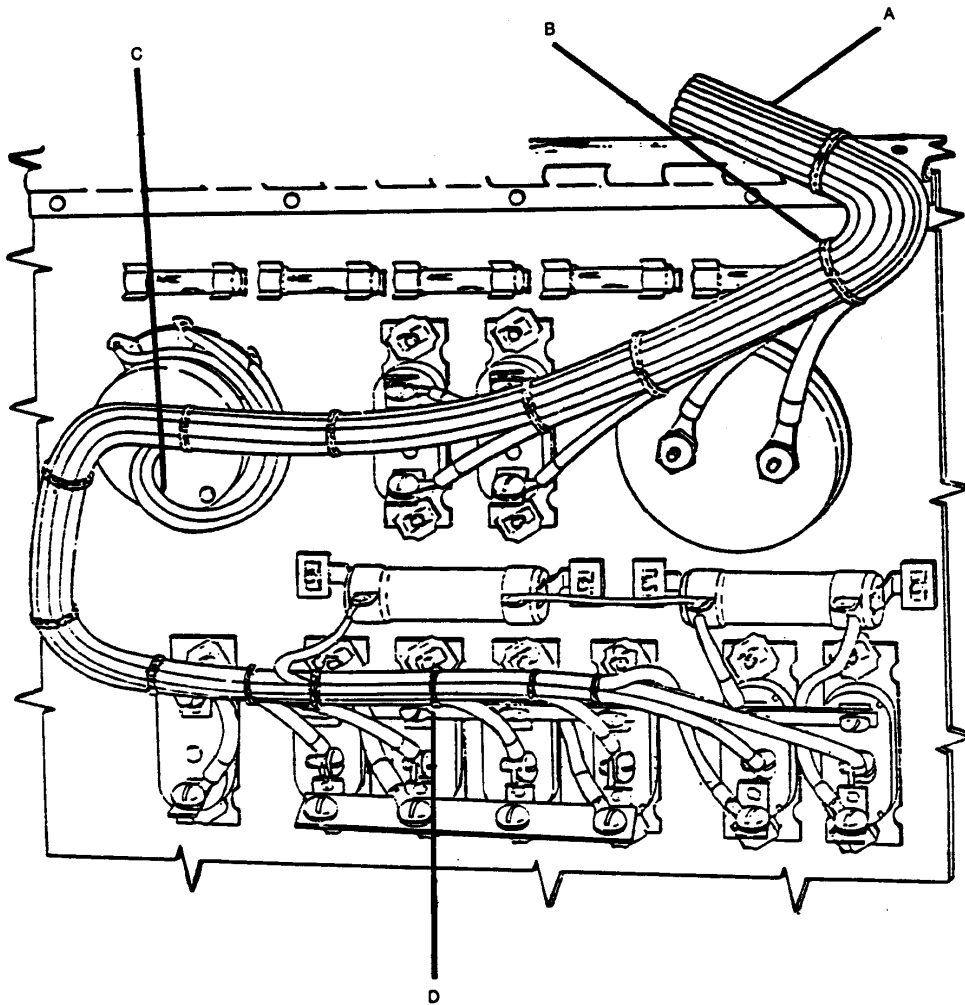


Figura 6-14 Cuidados na amarração em painéis

Amarração com nó simples

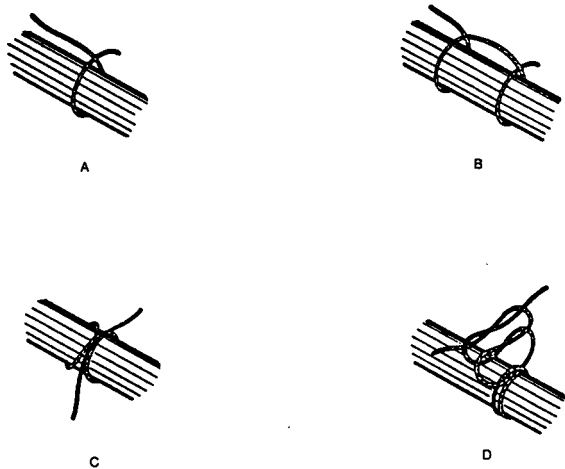


Figura 6-15 Amarração com nó simples

1) Siga os passos descritos abaixo:

- A. Com barbante apropriado, dê uma volta ao redor do feixe;
- B. Forme um volta dupla;
- C. Puxe as extremidades livres do barbante até que a volta dupla seja apertada contra os fios;
- D. Dê dois "nós cegos" para encerrar.

2) Corte os extremos do barbante deixando $3/8''$ (aproximadamente 1cm) no mínimo.

Observações:

- a) O espaçamento entre cada nó, neste tipo de amarração, é de aproximadamente 5cm.

- b) Este nó só deverá ser aplicado em feixes com diâmetro menor do que 1.

Amarração com nó de laçada

O nó de laçada é feito da seguinte maneira:

- A. Dobrar um barbante de aproximadamente 30 centímetros e formar uma volta dupla de extremidade presa;
- B. Colocar a extremidade livre do barbante em volta da cablagem de fios e através da volta dupla;
- C. Depois de certificar-se que todos os fios e cabos dentro da cablagem estão em

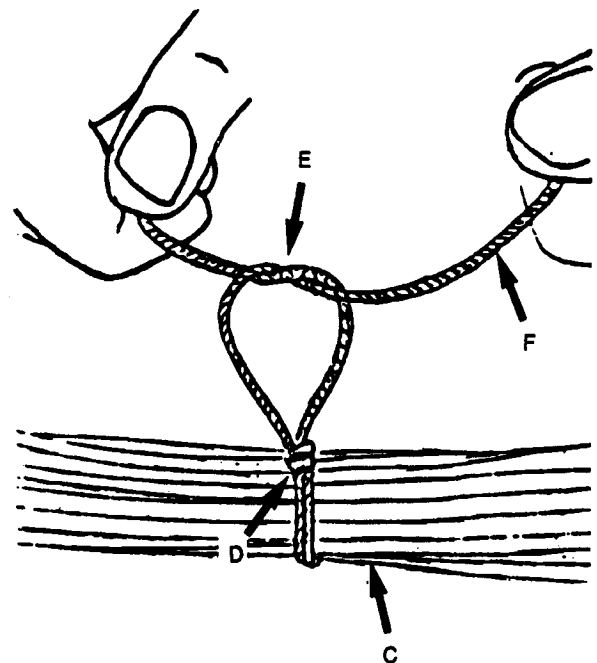
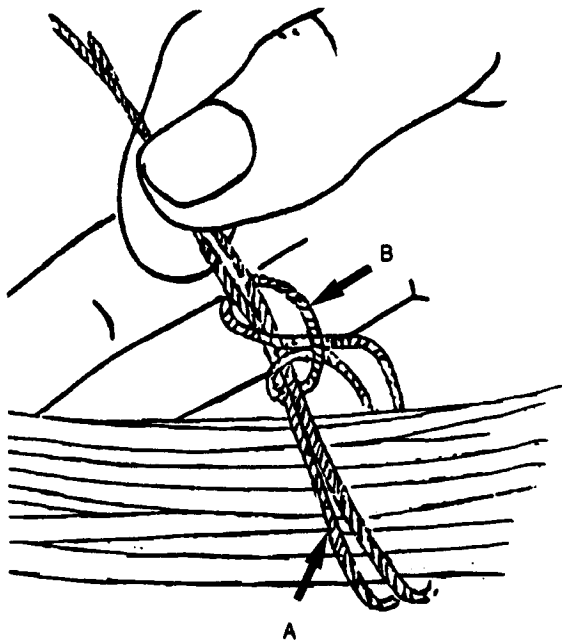


Figura 6-16 Amarração com nó de laçada

Se em algum caso, não for aconselhável o uso somente de nó simples ou do nó de laçada, pode-se iniciar a amarração com estes nós e continuar usando meios laços para, finalmente, terminar com um nó simples ou duplo.

- 1) Amarração contínua iniciada com nó simples (ver a figura 6-17 a, b, c, d)
 - a) Iniciar com nó simples (sem o nó cego). Cortar a ponta deixando no mínimo 1 cm.

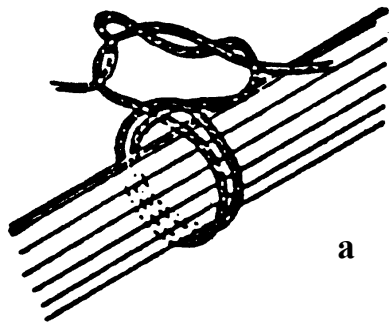
paralelo, puxe as extremidades livres do barbante até que a volta dupla seja apertada contra os fios;

- D. Apertar bem o nó de laçada contra a cablagem separando as duas pontas livres e puxando-as em direções opostas;
- E. Dar um nó cego e apertar o nó de laçada;
- F. Cortar o excesso de barbante a 1cm do nó.

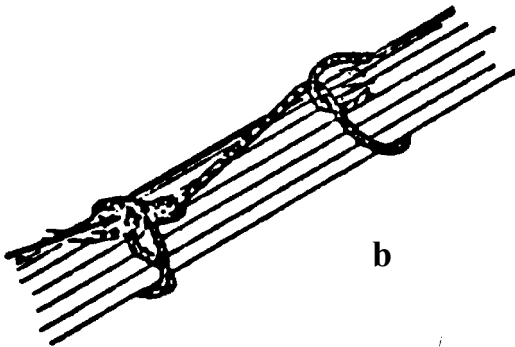
- b) Apertar o nó no começo. Fazer o meio laço sendo que o barbante deve cruzar sempre por baixo da alça.

- c) Encerrar a amarração com o mesmo nó simples.

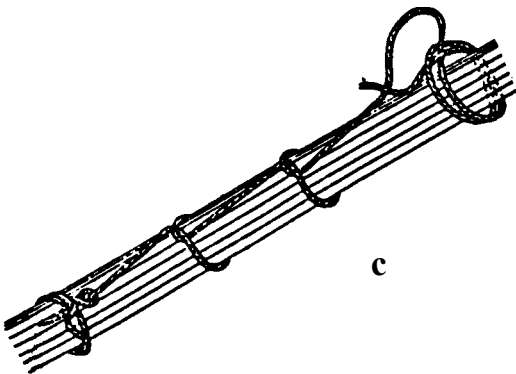
- d) Ao final da amarração deve ser dado um reforço, como mostrado na figura 6-17 d.



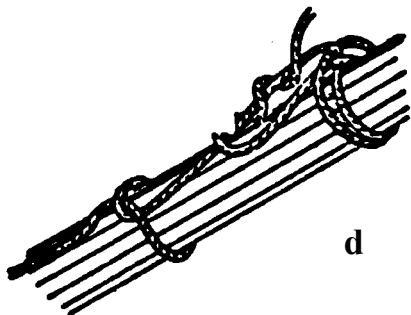
a



b



c



d

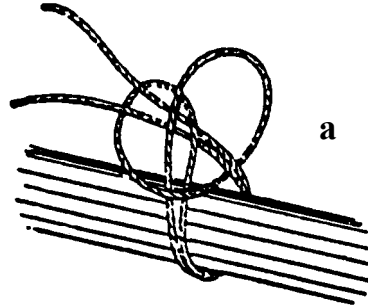
Figura 6-17 Amarração contínua iniciada com nó simples

2) Amarração contínua iniciada com nó de laçada

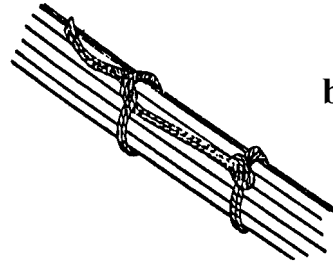
a) Iniciar com nó de laçada (sem o nó cego).

b) Fazer o meio laço

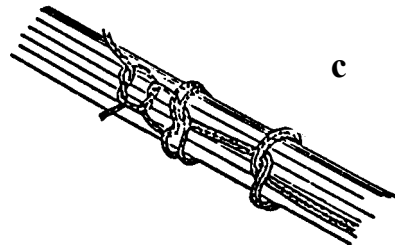
c) Encerrar a armação com cruzamento dos barbantes e nó cego.



a



b



c

Figura 6-18 Amarração contínua iniciada com nó de laçada

Fios Trançados

Quando especificados em desenhos de engenharia ou quando realizados como uma prática local, os fios paralelos devem, às vezes, ser trançados.

Os exemplos que se seguem são os mais comuns:

- 1) Fiação nas vizinhanças de bússola magnética ou da válvula de fluxo.
- 2) Fiação de distribuição trifásica.
- 3) Certos fios (geralmente na fiação para o sistema rádio) como especificado nos desenhos de engenharia.

Trança-se os fios de modo que eles se acomodem entre si, formando aproximadamente o número de voltas por pé como mostra a figura 6-19.

Verifica-se sempre se o isolamento dos fios ficou danificado depois de trançados. Se o isolamento estiver rompido ou com desgaste, o fio é substituído.

	BITOLA DO FIO									
	# 22	# 20	# 18	# 16	# 14	# 12	# 10	# 8	# 6	# 4
2 Fios	10	10	9	8	7 ^{1/2}	7	6 ^{1/2}	6	5	4
3 Fios	10	10	8 ^{1/2}	7	6 ^{1/2}	6	5 ^{1/2}	5	4	3

Figura 6-19 Número de torcidas recomendadas por pé

Emendas nos chicotes (cablagens)

As emendas em grupos de fios devem ser localizadas de modo que elas possam ser inspecionadas facilmente.

As emendas devem ser afastadas uma das outras (figura 6-20), de modo que o chicote não se torne excessivamente grosso. Todas as emendas não isoladas devem ser revestidas com plástico e presas firmemente nas duas extremidades.

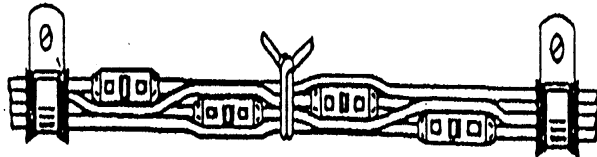


Figura 6-20 Emendas afastadas em um chicote

Frouxidão nos chicotes (cablagens)

Os fios singelos ou chicotes não devem ser instalados com frouxidão excessiva. A frouxidão entre os suportes não deve, normalmente, exceder um deflexão máxima de 1/2 polegada com pressão manual (figura 6-21). Entretanto, ela pode ser excedida se o chicote for fino e as braçadeiras estiverem muito separadas.

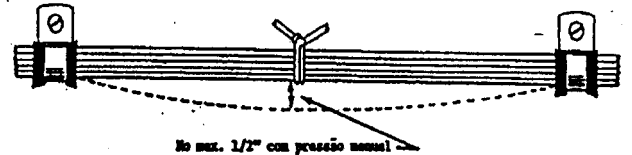


Figura 6-21 Frouxidão no chicote, entre os suportes

Para que o chicote possa roçar contra qualquer superfície, a frouxidão não precisa ser muito grande. Uma quantidade suficiente de frouxidão deve ser permitida próximo a cada extremidade de um chicote para;

- 1) Permitir fácil manutenção.
- 2) Permitir a substituição dos terminais.
- 3) Evitar a fadiga mecânica nos fios, junções dos fios e suportes.
- 4) Permitir livre movimento do equipamento montado contra choque e vibração.
- 5) Permitir a remoção do equipamento para fins de manutenção.

Raios de Curvatura

As curvaturas nos grupos de fios não devem ser inferiores a 10 vezes o diâmetro externo dos grupos.

Entretanto, nas barras de terminais, onde o fio está adequadamente suportado em cada extremidade da curvatura, o diâmetro externo do grupo de fios ou do chicote, igual a 3 vezes o diâmetro externo é normalmente aceitável.

Existem, é claro, exceções a essas orientações. É o caso de certos tipos de cabo, como por exemplo, o cabo coaxial, que nunca pode ser curvado num raio inferior a 10 vezes o diâmetro externo.

ENCAMINHAMENTO DA FIAÇÃO ELÉTRICA

Toda fiação deve ser instalada de modo que ela seja firme e de boa aparência. Sempre que possível, os fios e os chicotes devem correr paralelos ou em ângulos retos com as nervuras ou longarinas da área envolvida. Como exceção desta regra temos o cabo coaxial, que é orientado tão diretamente quanto possível.

A fiação deve ser fixada adequadamente em toda a sua extensão. Um número suficiente de suportes deve ser instalado para evitar vibração indevida dos trechos sem sustentações. Todos os fios e grupos de fios devem ser relacionados e instalados para protegê-los de:

- 1) Fricção ou roçamento
- 2) Alta temperatura
- 3) Ser usado como alças ou como suporte de pertences pessoais e equipamento
- 4) Danos pela movimentação de pessoal no interior do avião
- 5) Danos por armazenamento ou movimentação da carga
- 6) Danos por vapores, borrifos ou salpicos de ácido da bateria
- 7) Danos por solventes ou fluidos

Proteção contra Fricção

Os fios e os grupos de fios devem ser protegidos contra fricção ou roçamento nos locais onde o contato com superfícies pontiagudas, ou outros fios, danificariam o isolamento.

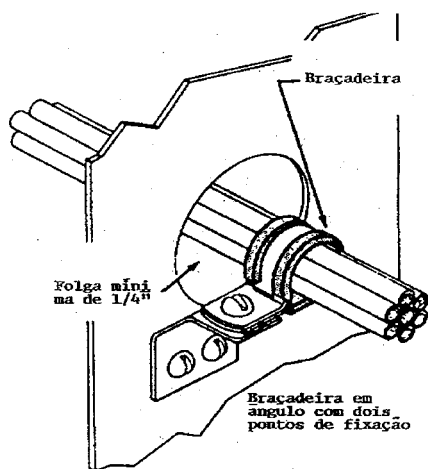


Figura 6-22 Braçadeira de cabo no orifício do anteparo

Os danos ao isolamento podem provocar curto-circuito, mau funcionamento ou operação indevida do equipamento.

As braçadeiras de cabo devem ser usadas para sustentar os chicotes em cada orifício através de um anteparo (figura 6-22). Se os dios se aproximarem mais de $\frac{1}{4}$ de polegada da borda do orifício, usa-se um gromete adequado como mostra a figura 6-23.

Às vezes é necessário cortar o gromete de náilon, ou borracha, para facilitar a instalação. Nestas circunstâncias, depois de colocado, o gromete pode ser mantido no lugar com cola de uso geral. O corte deverá ser na parte superior do orifício, e feito num ângulo de 45° com o eixo do orifício do chicote.

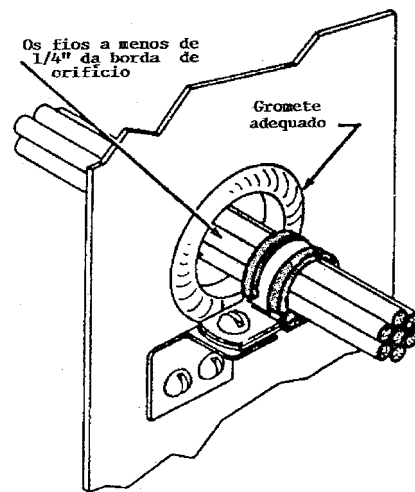


Figura 6-23 Braçadeira de cabo com gromete ilhós

Proteção contra alta temperatura

Para evitar deteriorização do isolamento, os fios devem ser mantidos afastados de equipamentos de alta temperatura, tais como resistores, tubos de descarga ou dutos de aquecimento. A distância de separação é normalmente especificada pelos desenhos de engenharia. Alguns fios devem invariavelmente passar através de áreas quentes. Esses fios devem ser isolados com material de alta temperatura tal como amianto, fibra de vidro ou teflon. Uma proteção adicional é, também, freqüentemente necessária sob a forma de conduítes. Um fio com isolamento de baixa temperatura não deve nunca ser usado para substituir um fio com isolamento de alta temperatura.

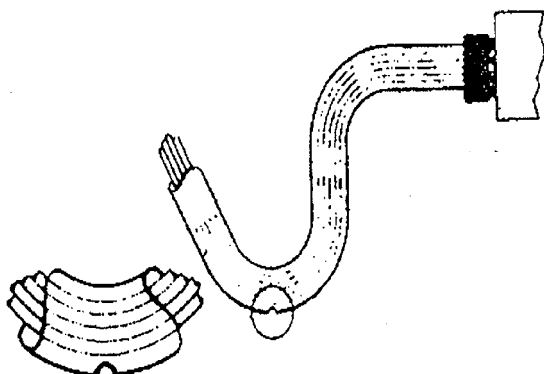
Muitos cabos coaxiais possuem isolamento de plástico mole tal como polietileno, o qual está especialmente sujeito a deformações e deteriorização a temperaturas elevadas. Todas as áreas de temperatura elevada devem ser evitadas ao se instalar esses cabos isolados com plástico ou polietileno.

Uma proteção adicional contra fricção deve ser fornecida aos fios de amianto incluídos no conduíte. Pode ser usado um conduíte com revestimento de borracha de alta temperatura ou os fios de amianto podem ser envolvidos, individualmente, em tubos plásticos de alta temperatura, antes de serem instalados no conduíte.

Proteção contra solventes e fluidos

Os fios não devem ser instalados em áreas onde fiquem sujeitos a estragos por fluidos, a menos de 4 polegadas da parte mais baixa da fuselagem do avião, com exceção daqueles que devem atingir aquela área.

Se houver possibilidade do fio ser molhado com fluidos, deverá ser usada uma tubulação plástica para protegê-lo. Essa tubulação deve estender-se através da área em ambos os sentidos, e deve ser amarrada em cada extremidade.



Furo de drenagem de 1/8" de diâmetro na parte mais baixa do tubo. Fazer o furo após completar a instalação tendo a parte mais baixa já estabelecida.

Figura 6-24 Orifício de dreno no ponto mais baixo da tubulação

Se o fio possuir um ponto baixo entre as extremidades da tubulação, é feito um orifício de dreno de 1/8 de polegada, como mostra a figura 6-24. Esse orifício deve ser perfurado na tubulação

após completar a instalação e o ponto baixo, definitivamente estabelecido, pelo uso do perfurador para cortar um meio círculo.

Toma-se o cuidado para não danificar qualquer um dos fios no interior da tubulação quando se usar o perfurador.

O fio nunca deve passar por baixo da bateria do avião. Todos os fios na proximidades da bateria devem ser inspecionados freqüentemente, e os fios descoloridos pelos gases prejudiciais da bateria devem ser substituídos.

Proteção dos fios na área do alojamento das rodas

Os fios localizados nos alojamentos das rodas estão sujeitos a diversos problemas adicionais em serviço, tais como: exposição a fluidos, apertos e acentuada flexibilidade.

Todos os chicotes devem ser protegidos por luvas de tubulação flexível, presas firmemente em cada extremidade; e não deve existir nenhum movimento relativo nos pontos onde a tubulação flexível estiver segura. Esses fios e a tubulação isolante devem ser inspecionados cuidadosamente a intervalos freqüentes, e tanto os fios com a tubulação devem ser substituídos ao primeiro sinal de desgaste.

Não deve haver nenhum esforço nas fixações quando as partes estiverem completamente estendidas, mas a frouxidão não deverá ser excessiva.

Precauções na instalação

Quando a fiação tiver que ser instalada paralelamente a linhas de fluidos, combustíveis ou de oxigênio em curtas distâncias, a separação fixa deverá ser mantida tanto quanto possível. Os fios devem estar nivelados com ou acima das tubulações. As braçadeiras devem ser espaçadas, de modo que, se um fio for quebrado em uma braçadeira ele não entrará em contato com a linha.

Onde não for possível uma separação de 6 polegadas, o chicote e a tubulação podem ser fixados na mesma estrutura para impedir qualquer movimento relativo. Se a separação for menor do que 2 polegadas, porém maior do que 1/2 polegada, uma luva de polietileno pode ser usada sobre o chicote para proporcionar maior proteção. Além

disso, duas braçadeiras de cabo, costas com costas, como mostrado na figura 6-25, podem ser usadas somente para manter uma separação rígida, e não para suportar o chicote.

Nenhum fio pode ser direcionado de modo que fique localizado mais próximo do que $\frac{1}{2}$ polegada de uma tubulação. Nem mesmo um fio ou um chicote pode ser sustentado por tubulação que conduza fluidos inflamáveis ou oxigênio.

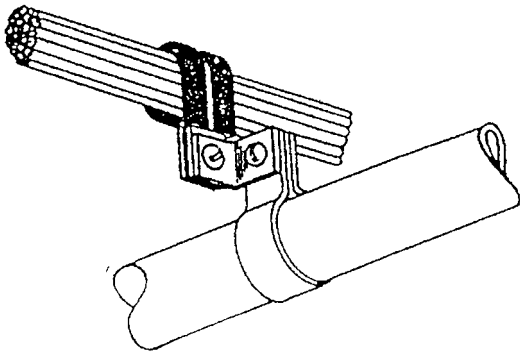


Figura 6-25 Separação entre a fiação e a tubulação

A fiação deve ser instalada para manter uma folga mínima de pelo menos 3 polegadas dos cabos de controle. Se isso não puder ser observado, guardas mecânicas deverão ser instaladas para evitar o contato entre a fiação e os cabos de controle.

Instalação das braçadeiras de cabos

As braçadeiras de cabos devem ser instaladas considerando-se o ângulo adequado, como mostrado na figura 6-26. O parafuso de montagem deve estar acima do chicote.

É também conveniente que a parte traseira da braçadeira de cabo se apoie contra um membro estrutural, onde e quando for prático.

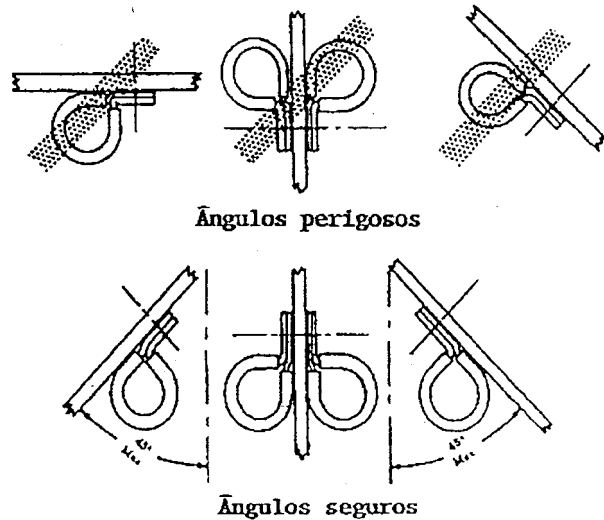


Fig 6-26 Ângulos de montagem adequados para braçadeiras de cabo

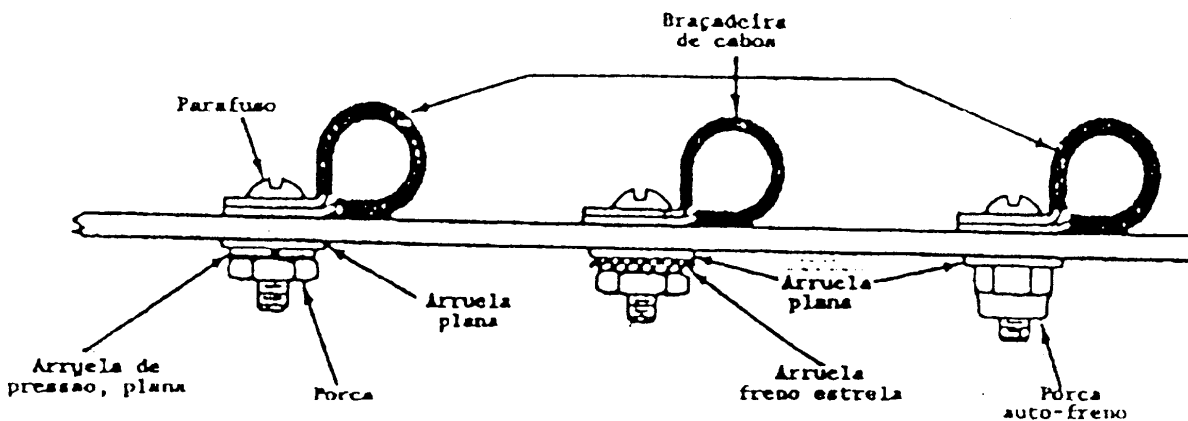


Fig 6-27 Ferragens típicas de montagem para braçadeiras de cabo

A figura 6-27 mostra algumas ferragens típicas de montagens usadas na instalação das braçadeiras de cabo.

Deve-se ter atenção para que os fios não fiquem comprimidos nas braçadeiras de cabo. Onde possível, instala-se os cabos diretamente

nos membros estruturais, como mostrado na figura 6-28

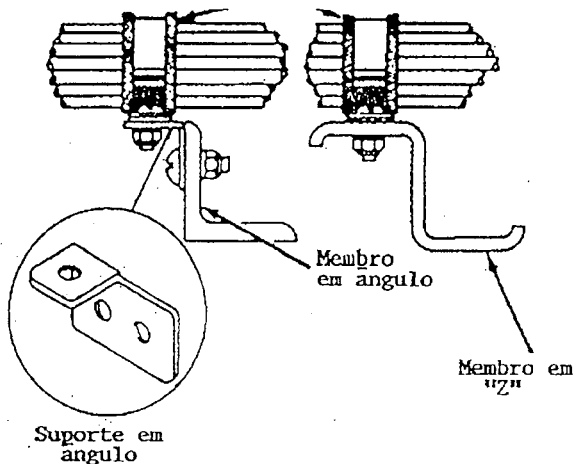


Figura 6-28 Montagem da braçadeira de cabo na estrutura

CONECTORES

Os conectores (PLUGS e receptáculos) facilitam a manutenção quando for necessária uma desconexão freqüente. Visto que o cabo está soldado aos pinos inseridos no conector, as ligações devem ser instaladas individualmente, e o chicote firmemente suportado para evitar danos devido a vibração.

No passado, os conectores foram particularmente vulneráveis à corrosão devido a condensação dentro do invólucro.

Conectores especiais com características à prova de água têm sido desenvolvidos para que possam substituir PLUGS que não são à prova d'água nas áreas onde a umidade constitui um problema. Um conector do mesmo tipo básico e modelo deve ser usado quando substituir outro.

Os conectores suscetíveis à corrosão podem ser tratados com uma gelatina à prova d'água quimicamente inerte. Quando substituir os conjuntos de conector, o tampão do tipo soquete deve ser usado na metade que está "viva" ou "quente", depois da desconexão do conector, para evitar uma ligação à massa não intencional.

Tipos de conectores

Os conectores são identificados pelos números NA, e são divididos em classes com variações do fabricante para cada classe. As

variações do fabricante são diferentes em aparência e em método, para se seguir uma especificação. Alguns conectores mais usados encontram-se na figura 6-29. Há 5 (cinco) classes básicas de conectores NA usados na maioria dos aviões. Cada classe de conector se diferencia ligeiramente da outra em sua característica de construção. As classes A, B, C e D são feitas de alumínio, e a classe K é feita de aço.

- 1 - CLASSE A – Conector sólido, de invólucro traseiro inteiriço com finalidade geral.
- 2 - CLASSE B – O invólucro traseiro do conector separa-se em duas partes longitudinalmente. Usado, principalmente, onde for importante que os conectores soldados sejam prontamente acessíveis. O revestimento traseiro é mantido junto por um anel roscado ou por parafusos.
- 3 - CLASSE C – Um conector pressurizado com pinos inseridos não removíveis. Semelhante ao conector classe A na aparência; mas a disposição do selante interno é, às vezes diferente. Ele é usado nas anteparos do equipamento pressurizado.
- 4 - CLASSE D – Conector resistente à vibração e à umidade, que possui um ilhós selante de borracha no invólucro traseiro. Os fios são passados através dos orifícios apertados de borracha selante no ilhós e, dessa forma selados contra a umidade.
- 5 - CLASSE K – Um conector à prova de fogo usado em áreas onde é vital que a corrente elétrica não seja interrompida, mesmo quando o conector estiver exposto a uma chama aberta contínua. Os fios são estampados aos pinos ou contatos do soquete, e os invólucros são feitos de aço. Essa classe de conector é geralmente maior do que as outras.

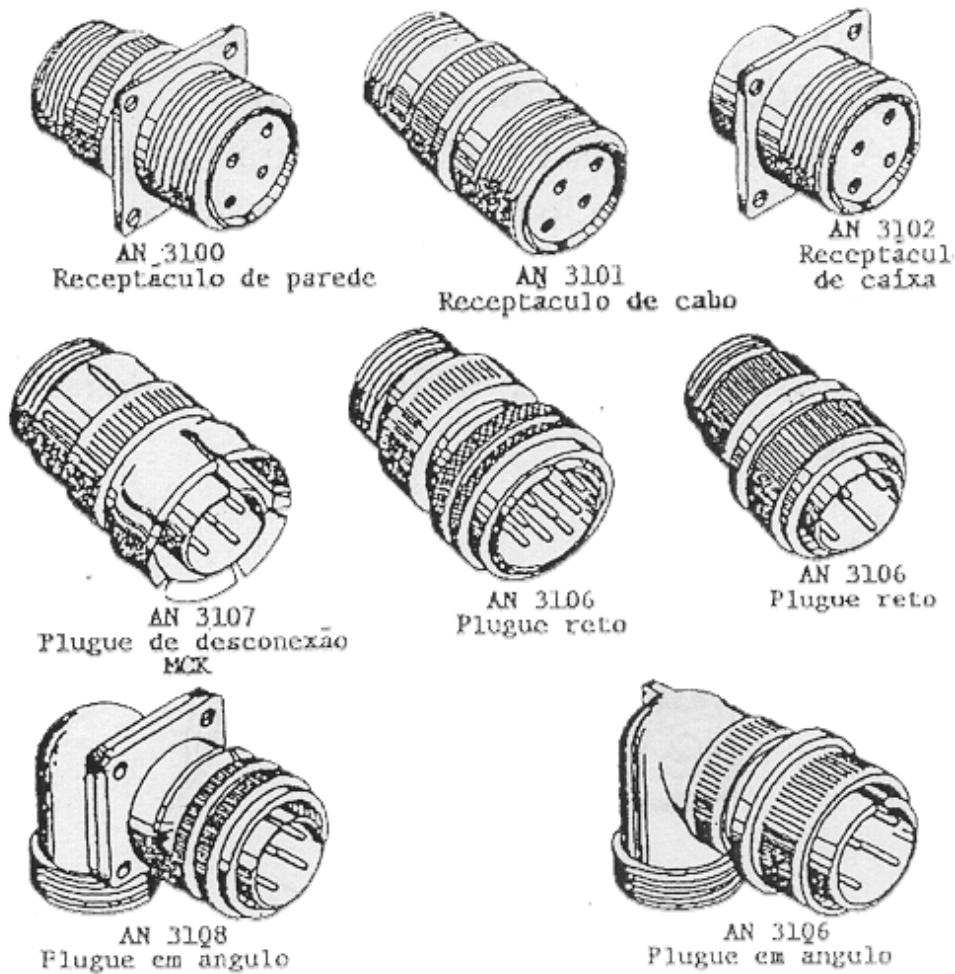


Figura 6-29 Conectores AN

Identificação de conectores

As letras e os números do código são marcados no anel de acoplamento ou no invólucro para identificar o conector. O código (figura 6-30) proporciona toda informação necessária para se obter uma substituição correta da peça defeituosa ou avariada.

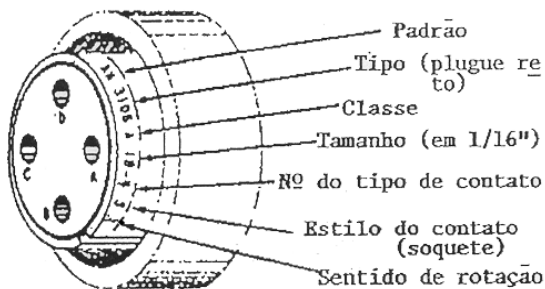


Figura 6-30 Codificação do conector AN

Muitos conectores com finalidades especiais têm sido construídos para o uso em aeronaves.

Esses incluem conectores de invólucro subminiatura e retangulares, e conectores com invólucro de corpo pequeno ou de construção de invólucro bipartido.

Instalação de conectores

Os procedimentos seguintes descrevem um método recomendado de instalação dos conectores com os receptáculos:

- 1 - Localizar a posição adequada do PLUG em relação ao receptáculo, alinhando a chave de uma peça com a ranhura da outra peça.

- 2 - Colocar o PLUG no receptáculo com uma leve pressão para frente, e encaixar as roscas do anel de acoplamento e do receptáculo.
- 3 - Alternadamente, empurrar o PLUG para dentro, e apertar o anel de acoplamento até que o PLUG esteja completamente assentado.
- 4 - Se o espaço ao redor do conector for muito pequeno para segurar firmemente o conector, usar alicates de conectores para apertar os anéis de acoplamento 1/16 até 1/18 de volta além do aperto manual.
- 5 - Nunca usar força para unir os conectores aos receptáculos. Não usar martelo para introduzir um PLUG em seu receptáculo, e nunca usar uma chave de torque ou alicate para frenar os anéis de acoplamento. Um PLUG é geralmente desmontado de um receptáculo da seguinte maneira:
 - Usar alicates de conectores para afrouxar os anéis de acoplamento que estejam apertados demais para serem afrouxados manualmente.
 - Alternadamente, puxar o PLUG e desapertar o anel de acoplamento até que o PLUG esteja solto.
 - Proteger os PLUGS e os receptáculos desconectados com tampões ou sacos plásticos, para evitar a entrada de materiais estranhos que possam acarretar falhas.
 - Não usar força excessiva, e não puxar os fios instalados.

CONDUÍTES

O conduíte é usado nas instalações do avião para a proteção mecânica dos fios e dos chicotes. Ele é encontrado em materiais metálicos e não metálicos, nas formas rígida e flexível.

Quando é selecionado um diâmetro do conduíte para a aplicação em um chicote (é prática comum para facilitar a manutenção, no caso de uma possível expansão futura) especifica-se o diâmetro interno do conduíte em torno de 25% maior do que o diâmetro máximo do chicote.

O diâmetro nominal de um conduíte metálico rígido é o diâmetro externo. Portanto, para se obter o diâmetro interno, subtraímos duas vezes a espessura da parede do tubo.

Do ponto de vista da abrasão, o condutor é vulnerável nas extremidades do conduíte. Adaptações apropriadas são afixadas às extremidades do conduíte, de maneira que uma superfície lisa entre em contato com o condutor dentro do conduíte.

Quando as conexões não forem usadas, a extremidade do conduíte deve ser flangeada para evitar estragos no isolamento do fio.

O conduíte é sustentado por braçadeiras ao longo de seu percurso.

Muitos dos problemas comuns de instalação de conduíte podem ser evitados, prestando-se atenção aos seguintes detalhes:

- 1 - Não instalar o conduíte onde ele possa ser usado como apoio das mãos ou dos pés.
- 2 - Instalar orifícios de dreno nos pontos mais baixos ao longo do conduíte. As rebarbas devem ser cuidadosamente retiradas dos orifícios de dreno.
- 3 - Apoiar o conduíte para evitar atrito na estrutura, e ainda evitar esforço nas adaptações em suas extremidades.

As partes danificadas do conduíte devem ser consertadas para evitar danos aos fios ou aos chicotes.

O raio de curvatura mínimo permitido para um conduíte rígido, deve ser o descrito nas instruções do fabricante. As curvaturas torcidas ou enrugadas num conduíte rígido não são aceitáveis.

O conduíte de alumínio flexível é encontrado comumente em dois tipos: (1) conduíte flexível desencapado; e (2) revestido com borracha.

O conduíte de latão flexível é normalmente usado no lugar do conduíte de alumínio flexível,

onde for necessário para minimizar a interferência no rádio.

Conduítes para proteção de fogo

Em cada área sujeita a escapes de vapores de fluidos inflamáveis, há meios de minimizar a probabilidade de ignição desses vapores de fluidos e os danos resultantes, caso corra tal ignição.

Esta proteção é normalmente encontrada nos seguintes locais: asa, empenagem, nariz, compartimento hidráulico, nacele do trem de pouso, etc, onde todas as cablagens são protegidas por conduítes.

A proteção compreende conduítes e um conjunto de fixação que, ligados aos conduítes, formam um envelopes protetor selado, para as cablagens elétricas.

A proteção é composta de:

- a) Conduítes – são basicamente, tubos de fluorocarbono, preparados para serem usados numa faixa de temperatura entre -95°F (-70°C) a $+500^{\circ}\text{F}$ ($+260^{\circ}\text{C}$). São tubos quimicamente inertes que não são afetados por solventes ou qualquer espécie de óleo. Como esses fluidos não são absorvidos pelos conduítes, estes não sofrem aumento de peso ou volume.

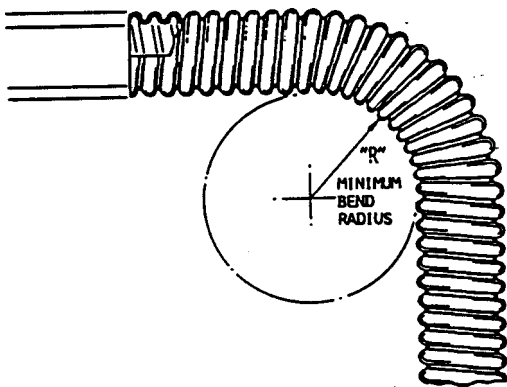


Figura 6-31 Conduíte transparente

- b) Transições ou derivações – todas as derivações encontradas no avião são feitas de níquel especial e recebem um tratamento de anodização. Há dois tipos

básicos que são usados, veja a figura figura 6-32.

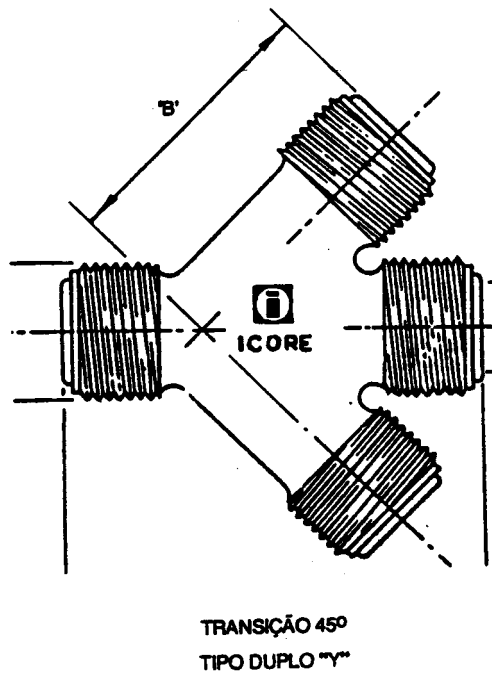
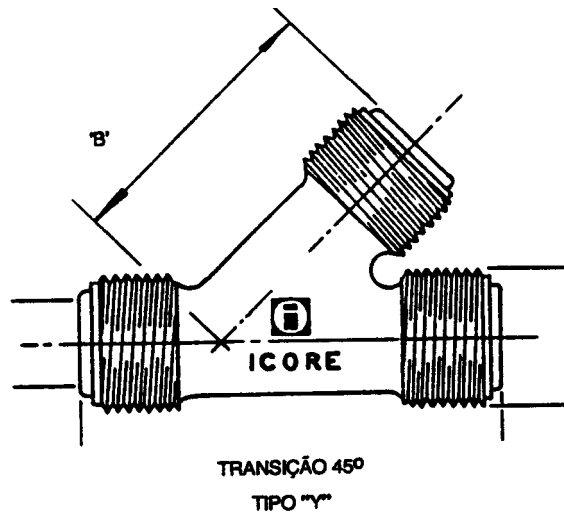


Figura 6-32 Derivações tipo "Y" e duplo "Y"

- c) Conjunto de adaptadores, O material usado nos adaptadores é níquel e cádmio, com um tratamento especial. Alguns tipos de adaptadores são apresentados na figura 6-33

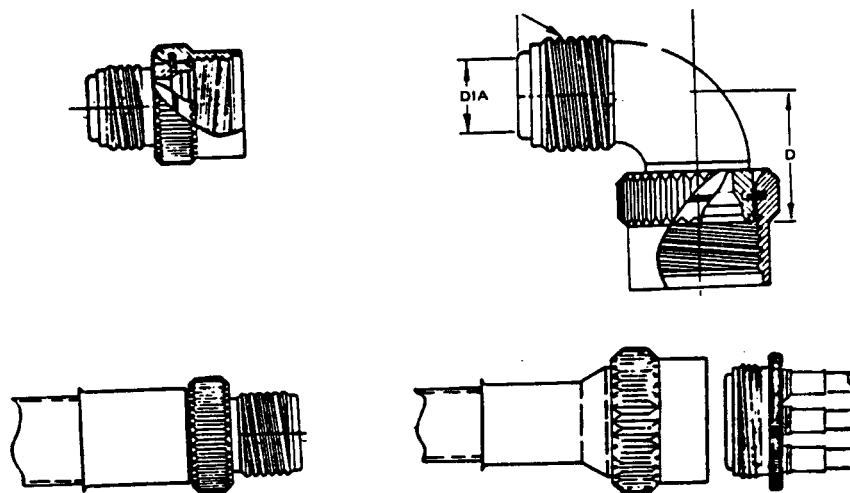


Figura 6-33 Diversos tipos de adaptadores

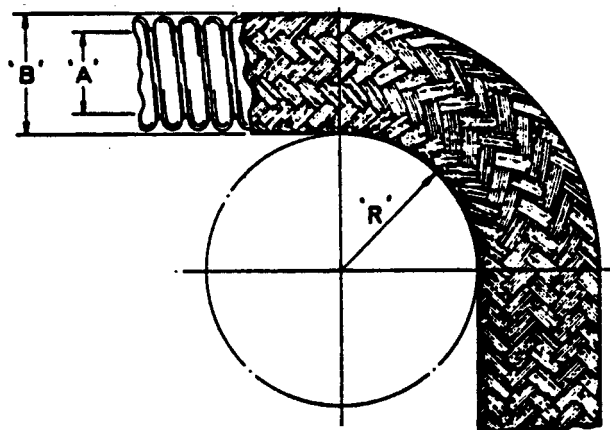


Figura 6-34 Jaqueta de fluorocarbono

Em zonas onde os conduites podem ser danificados por pedras, como no compartimento do trem de pouso, eles são encapsulados, ou seja, recebem jaqueta especial, de fluorocarbono.

Em caso de um fio ser danificado, uma porca base pode ser facilmente desacoplada do respectivo condutor, possibilitando o acesso ao fio, pela parte posterior desse conector, a fim de que seja procedido seu reparo.

Para substituir um condutor, o extremo do conjunto, pode ser também desacoplado, de modo a permitir a execução do trabalho.

Desse modo, não é necessário o uso de ferramentas especiais e os reparos podem ser efetuados com a remoção da cablagem.

MANUTENÇÃO DE CABLAGENS

Ferramentas para manutenção elétrica

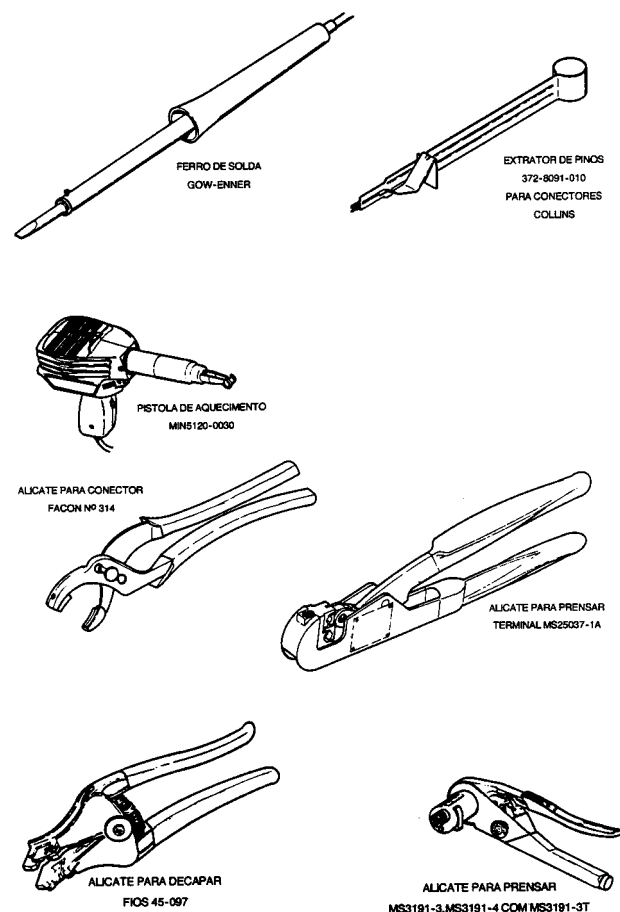


Figura 6-35 Diversas ferramentas para manutenção elétrica

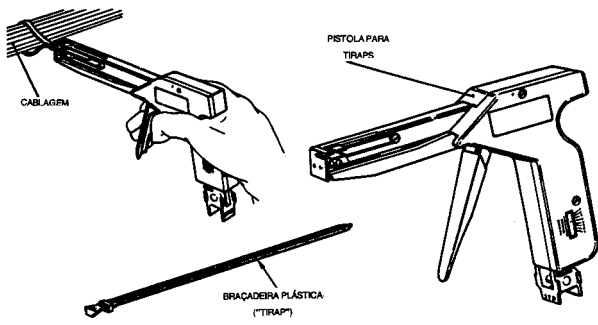


Figura 6-36 Ferramentas para instalação de braçadeiras em cablagens

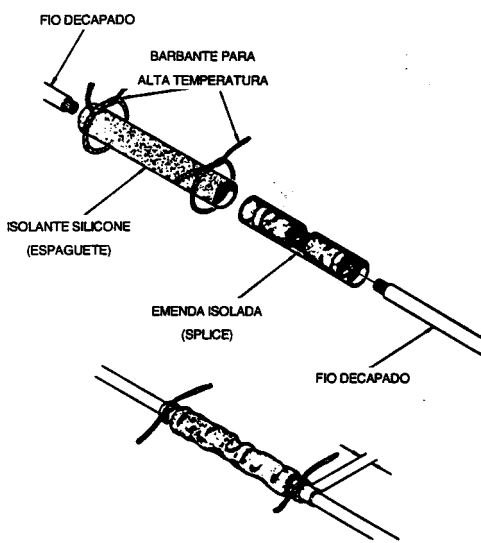


Figura 6-37 Proteção de emendas com espaguete

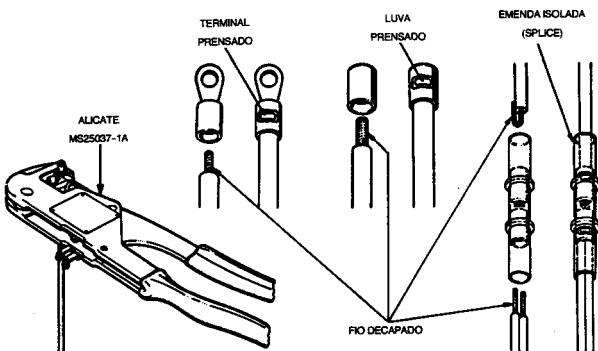


Figura 6-38 Ferramentas para instalação de terminais e emendas

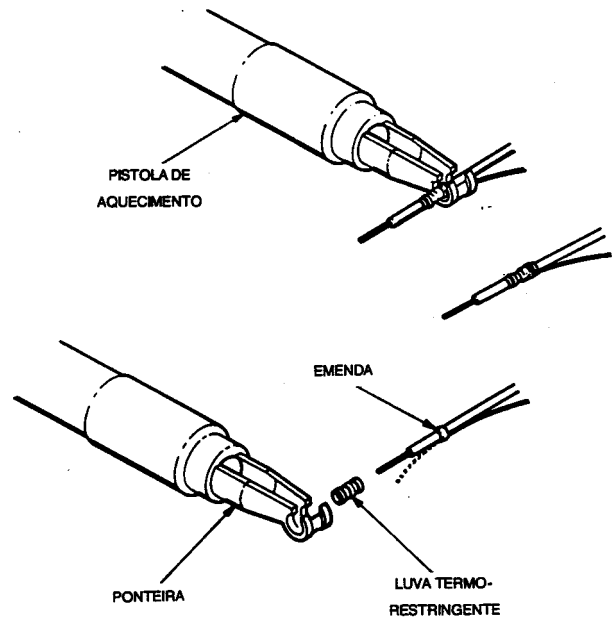


Figura 6-39 Ferramentas para instalação de luvas termo-restringentes

ESTAMPAGEM DE TERMINAIS

Existem ferramentas portáteis manuais e elétricas, bem como máquinas elétricas de bancada para estampagem dos terminais.

Essas ferramentas prendem o cilindro do terminal ao condutor e, simultaneamente, prendem a garra isolante ao isolante do fio. Todas as ferramentas de estampagem manual possuem uma catraca autofrenate que evita a abertura de ferramenta até que a estampagem esteja pronta.

Algumas ferramentas de estampagem manual são equipadas com um jogo de diversas estampas para adaptar os tamanhos diferentes de terminais. Outras, são usadas com um tamanho único de terminal. Todos os tipos de ferramentas de estampagem manual são verificadas pelos calibradores para ajuste adequado nas mandíbulas de aperto.

A figura 6-40 mostra um terminal sendo introduzido numa ferramenta manual. Os itens abaixo descrevem o procedimento durante a estampagem:

- 1 - Desencapar o fio na extensão adequada;
- 2 - Introduzir o terminal, começando pela alça, nas mandíbulas de aperto da

ferramenta, até que a alça do terminal encoste no batente da ferramenta;

- 3 - Instalar o fio desencapado no cilindro do terminal até que o isolamento do fio encoste na extremidade do cilindro;
- 4 - Apertar os punhos da ferramenta até que a catraca seja liberada;
- 5 - Retirar o conjunto completo, e examiná-lo quanto à estampagem adequada.

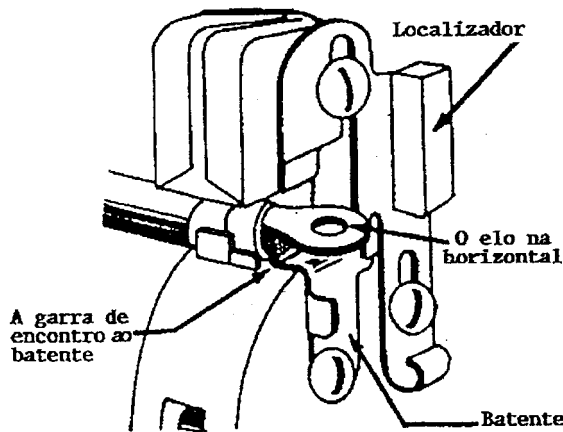


Figura 6-40 Colocação do terminal na ferramenta manual

Alguns tipos de terminais não-isolados são isolados após a instalação num fio, por meio de tubos flexíveis transparentes, denominados luvas. A luva proporciona proteção elétrica e mecânica à conexão.

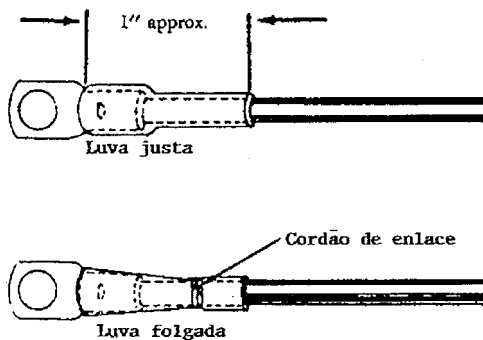


Figura 6-41 Luva isolante

Quando o tamanho da luva usada for de tal forma que ela se ajuste firmemente sobre o

cilindro do terminal, a luva não precisa de aperto; caso contrário, ela deve ser laçada com um cordão de enlace, como ilustrado na figura 6-41.

Terminais de fio de alumínio

O uso do fio de alumínio no sistema de avião está aumentando devido a vantagem de seu peso sobre o cobre.

Entretanto, a dobradura freqüente do alumínio provocará fadiga do metal tornando-o quebradiço. Isso resulta em falha ou rompimento das pernas dos fios, mais cedo do que num caso semelhante com fio de cobre.

O alumínio também forma uma película de óxido altamente resistente assim que exposto ao ar. Para compensar essas desvantagens, é importante que sejam usados os mais seguros procedimentos de instalação.

Somente as alças de terminal de alumínio são usadas para acabamento dos fios de alumínio. Elas são geralmente encontradas em 3 (três) tipos: (1) Retos; (2) Ângulo Reto e (3) Bandeira. Todos os terminais de alumínio possuem um furo de inspeção (figura 6-36) que permite verificar a profundidade de inserção do fio.

O cilindro do terminal de alumínio contém um composto de pó de petrolato de zinco.

Esse composto retira a camada muito fina de óxido de alumínio através do processo de abrasão durante a operação de estampagem.

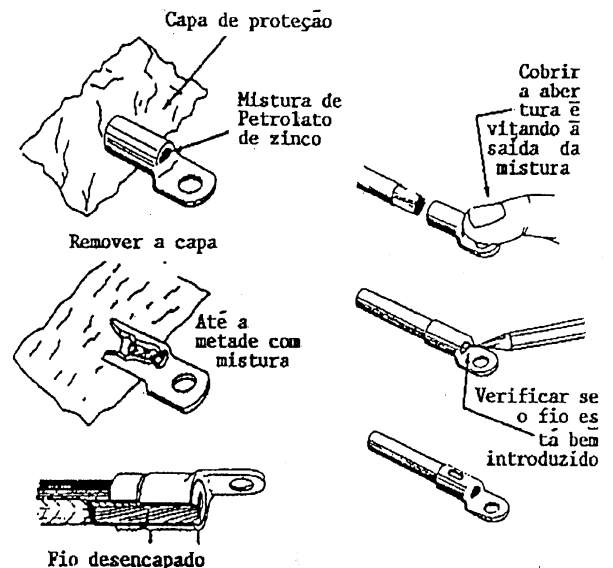


Figura 6-42 Introdução de fio de alumínio em terminal de alumínio

O composto também diminuirá mais tarde a oxidação da conexão, pela eliminação da umidade do ar. O composto é retido na parte interna do cilindro do terminal por um plástico ou um selante de alumínio na sua extremidade.

Emenda de fios de cobre usando emendas pré-isoladas

As emendas de cobre permanente pré-isoladas unem fios pequenos de bitola 22 até 10. Cada tamanho de emenda pode ser usada para mais de uma bitola de fio. As emendas são isoladas com plástico branco, elas também são usadas para reduzir as bitolas dos fios (figura 6-43).

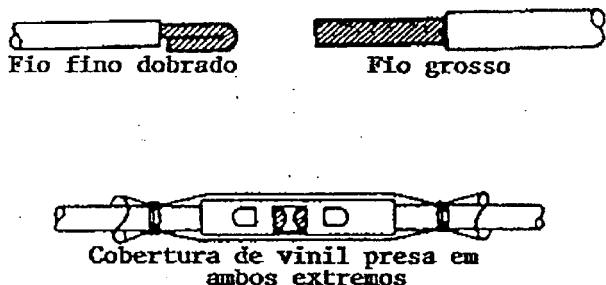


Fig 6-43 Redução da bitola do fio com uma emenda permanente

As ferramentas de estampagem são usadas para realizar esse tipo de emenda. Os procedimentos de estampagem são semelhantes aos usados para os terminais, excetuando-se que o aperto deve ser feito duas vezes, uma para cada extremidade da emenda.

EMENDAS DE EMERGÊNCIA

Os fios quebrados podem ser consertados através de emendas de estampagem, usando-se um terminal do qual a alça foi cortada, ou soldando-se juntas as pernas quebradas, e aplicando-se o composto condutor anti-oxidante. Esses consertos são aplicáveis ao fio de cobre.

O fio de alumínio danificado não deve ser emendado temporariamente. Esses consertos são para uso somente de emergência temporária e devem ser substituídos, logo que seja possível, por consertos permanentes.

Conexão de terminais a blocos terminais

Os terminais devem ser instalados sobre os blocos terminais de modo que eles sejam presos contra o movimento no sentido de afrouxamento (figura 6-44).

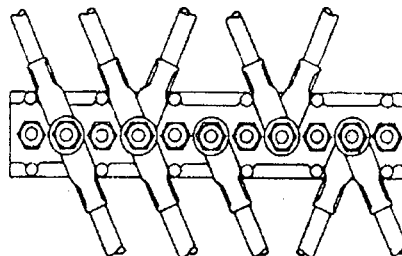


Figura 6-44 Conexão de terminais a blocos de terminais

Os blocos terminais são geralmente equipados com estojos retidos por uma arruela lisa, uma arruela-freno e uma porca.

Ao se conectar os terminais, a prática recomendada é colocar a alça dos terminais de cobre diretamente sobre a porca, seguida por uma arruela lisa e uma porca autofreante, ou uma arruela lisa, arruela-freno de aço e uma porca comum. Os terminais de alumínio devem ser instalados sobre arruelas lisas com banho de latão, seguida por outra arruela igual, uma arruela-freno de aço e uma porca comum ou autofreante.

PRENSAGEM DE PINOS DE CONTATO

Procedimentos de prensagem de pinos de contato com o alicate de prensar.

1. Com o alicate pré-ajustado para o tipo de contato a ser prensado, introduz-se o tipo de contato pelo lado mostrado na figura 6-45-1. A extremidade deste pino deve facear com o alicate.
2. Introduz-se o fio decapado na extremidade do contato inserido no alicate e fecham-se as hastes da ferramenta até o seu limite; feito isso o pino estará prensado. As hastes do alicate somente se abrem quando o ciclo de prensagem for completo. Remover o contato prensado do alicate conforme mostrado na figura 6-45(2)
3. Um condutor corretamente prensado deve permitir a sua inspeção, conforme demonstrado na figura 6-45(3).

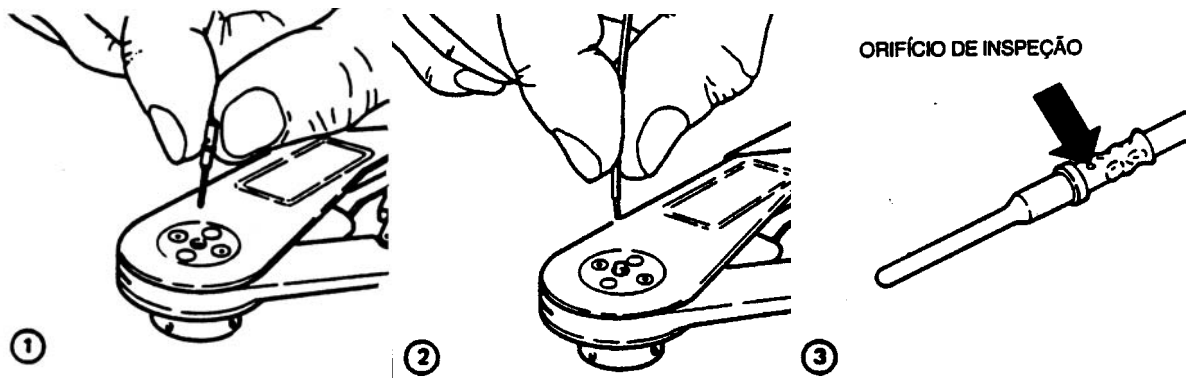
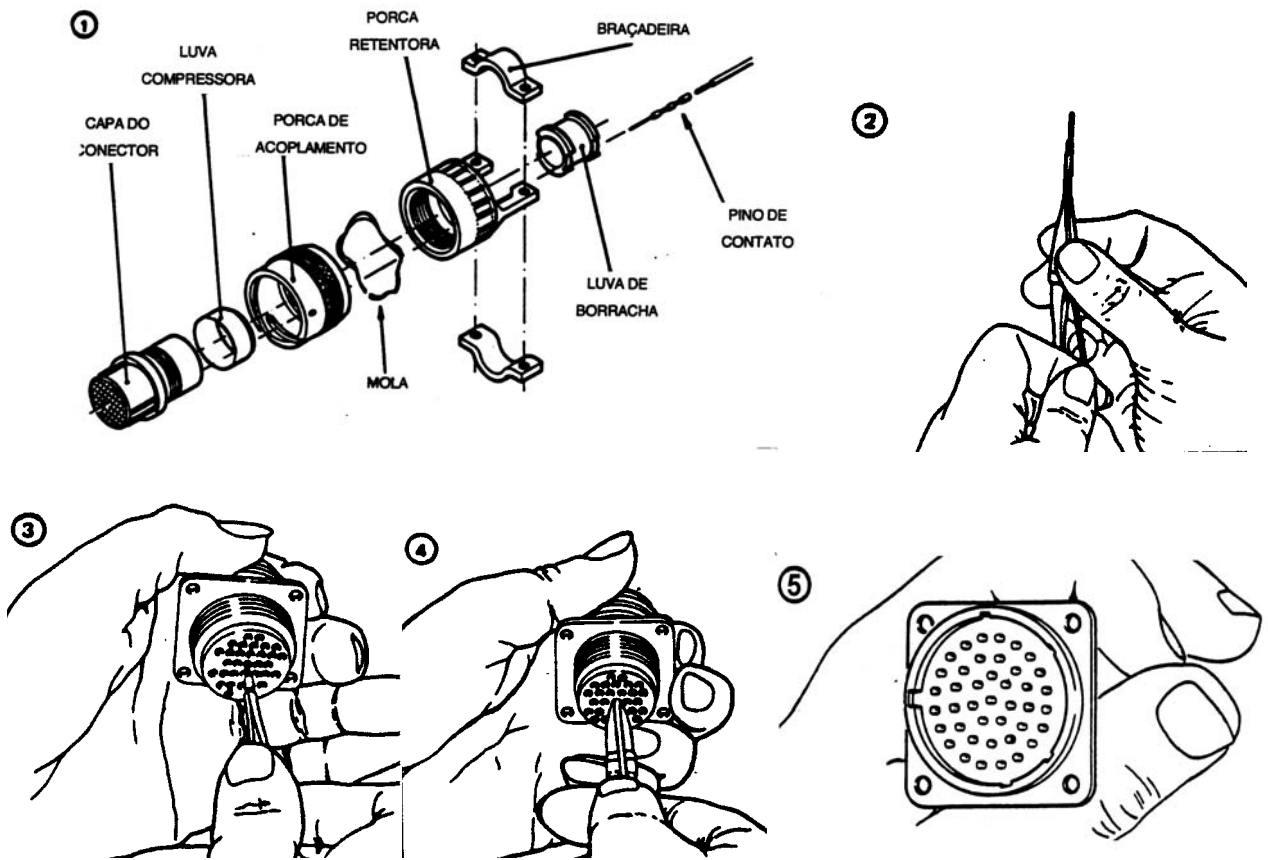
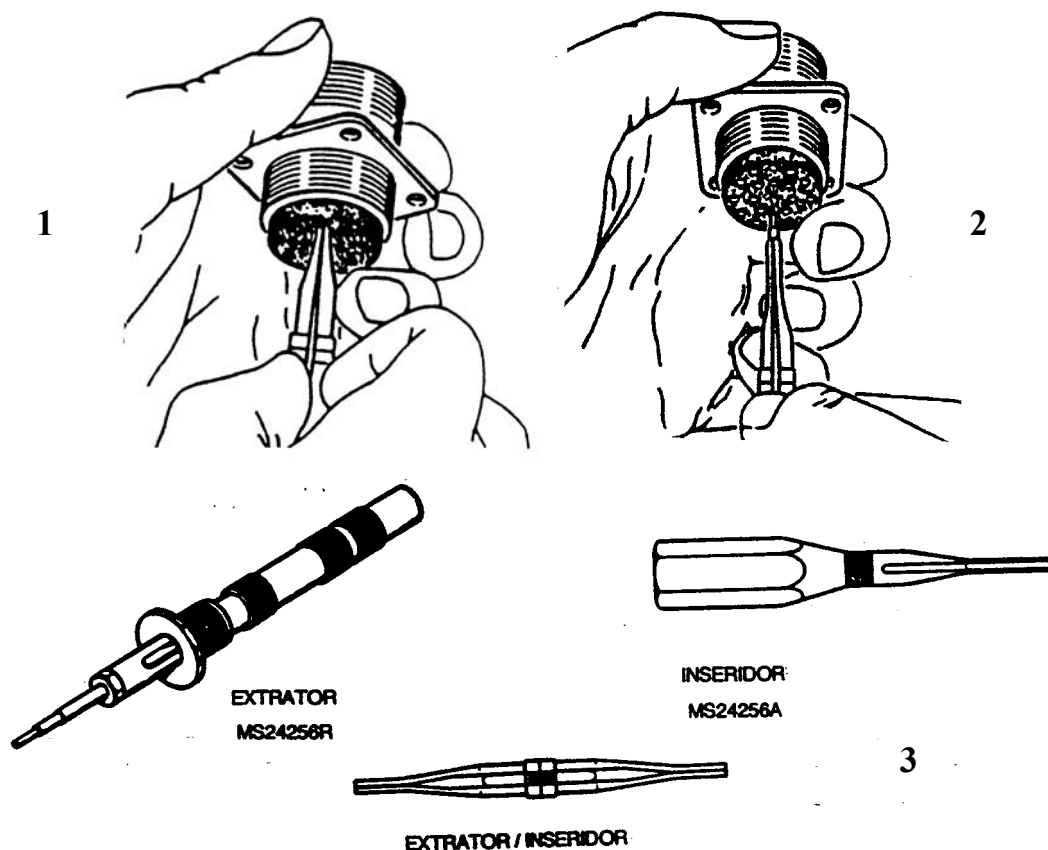


Figura 6-45 Prensagem de pinos de contato



1. Desmontar conforme mostrado na figura 1.
 2. Usar o inseridor juntamente com o contato a ser inserido através da parte traseira do conector (figura 2).
 3. Inserir o contato até que se perceba um estalo; isto significará que a inserção está completa (3).
- NOTA: Se o passo do item 4 não for constatado, refazer os itens 2, 3 e 4.
4. Observar se todos os contatos estão inseridos corretamente, olhando o conector pela parte dianteira (5).

Figura 6-46 Instalação de pinos de contato prensados



1. Para extrair o pino de contato deslizar a ferramentas, com o lado extrator voltado para o conector, ao longo do fio na direção do furo do inserido até encontrar como batente do contato, continuando até perceber uma resistência. Neste momento o clip retentor do contato estará na posição destravado.
2. Pressionar o fio contra a ranhura da ferramenta plástica e puxe ambos para fora do conector.
3. Ferramentas para remoção de pinos.

Figura 6-47 Remoção de pinos de contato

NORMAS DE SEGURANÇA PARA MANUTENÇÃO ELÉTRICA

Utilização e conservação

Os acidentes envolvendo ferramentas manuais são, normalmente, resultados de mau uso.

Muitas pessoas têm a impressão, de que as ferramentas manuais são simples instrumentos, que podem ser usados por qualquer pessoa com pouco ou nenhum treinamento. Esta idéia não poderia ser mais irreal.

A segurança é o primeiro fator a ser observado quando é exigido o uso de ferramentas manuais, que devem ser de boa qualidade e adequadas ao trabalho a ser executado.

Todas as ferramentas devem ser mantidas em locais seguros e serão afiadas (se for o caso) e conservados por pessoal qualificado.

Na oficina de manutenção deverá existir, gavetas estantes ou quadros para guardar as ferramentas que não estiverem sendo usadas.

Inspeção e cuidados

As ferramentas devem ser inspecionadas periodicamente e, todas as que apresentarem defeitos, devem ser retiradas do serviço para reparos ou reposições.

Quando o cabo dos martelos ou ferramentas similares estiverem rachados, quebrados ou lascados, eles devem ser substituídos. Os cabos das ferramentas devem ser

bem ajustados e presos com segurança por meio de cunha ou artifício aceitável.

Os cabos das ferramentas devem permanecer livres de graxa ou qualquer outra substância escorregadia.

Extensões de cabos improvisados, tais como canos ou barras, não devem ser usados em ferramentas manuais.

Talhadeiras, punções, ou pinos e outras ferramentas que têm tendência a se achatarem devem ser desbastadas, quando começarem a esgarçar a cabeça.

Ao desbastar tais ferramentas, elas devem ser chanfradas ao redor da cabeça, isto ajudará a evitar que elas se achatem novamente.

Procedimentos com chaves

Muitos tipos de chaves estão diariamente em uso nas oficinas de manutenção, chaves de boca, chaves ajustáveis, chaves de tubo e soquetes são os tipos mais comuns encontradas em quase todas as oficinas. Todo pessoal deve tomar cuidado em usar as chaves apropriadas para cada trabalho.

As chaves de tipos e tamanhos próprios deverão ser selecionadas para fazer somente os trabalhos para a qual foram designadas.

Deve-se encaixar uma chave em uma porca ou parafuso, de modo que a força tenda a empurrar as castanhas ou mordentes, para evitar que a chave escorregue.

Deve-se tomar cuidado para não tensionar demais uma chave pequena, e nenhuma chave deverá sofrer tensão maior do que elas podem suportar.

Nunca usar calços para fazer chave maior encaixar numa porca ou parafuso menor.

Nunca usar uma chave como martelo.

As chaves de fenda são as ferramentas mais usadas e abusadas. Elas só devem ser usadas com uma finalidade: soltar e apertar parafusos.

A falta de conhecimento, do uso com segurança das chaves de fenda, é o principal motivo pelo qual elas são mal usadas e provocam acidentes.

O uso de chave de tamanho incorreto é o responsável por muitos ferimentos causados por chave de fenda. Deve-se tomar cuidado ao

escolher o tamanho da chave de fenda, que encaixe no rasgo do parafuso.

As chaves de fenda não deverão ser usadas como punção, talhadeira ou alavanca. Este procedimento não somente é perigoso, como danifica a ferramenta.

Limas e raspadores

Limas e raspadores nunca devem ser usados sem cabo de madeira.

As pontas espigadas poderão ferir a mão, se a ferramenta chocar-se contra algum obstáculo.

Selecionar as limas ou raspadores mais adequados ao trabalho a ser feito.

A peça que estiver sendo limada, deverá ser presa em um torno de bancada para proteger a mão do trabalhador e evitar que a peça se mova.

A superfície da peça a ser limada deverá ser protegida, colocando-se um material macio entre os mordentes e a peça.

As limas ou raspadores deverão ser seguras pelo cabo em uma das mãos, enquanto que o polegar e o indicador da outra mão, são usados para guiar a ponta da ferramenta.

Nunca usar uma lima como escova de aço.

Alicates

Deve-se ter um extremo cuidado ao usar alicates em eletricidade.

Ao cortar pontas de fios ou arame, segurar o alicate, de tal modo que sua extremidade cortante fique voltada para baixo.

Segurar o alicate pela extremidade do cabo. Perto das juntas há risco de prender os dedos.

Ferro de soldar

Um equipamento de grande utilidade para o eletricitista, é o ferro de soldar.

Existe um número enorme de tipos de tamanhos e potências de ferro de soldar.

Deve-se como precaução manusear, um ferro de soldar como se ele estivesse quente. Nunca pegá-lo pelas partes metálicas.

Os ferros de soldar devem ser guardados em prateleiras de aço em áreas de segurança. Usar preferivelmente ferros de soldar com luz de alerta, que acende quando o ferro está ligado na tomada.

DECAPAGEM DE CONDUTORES

Antes dos condutores poderem ser montados nos conectores, terminais e emendas, etc, a isolação do condutor deverá ser retirada da extremidade de conexão para expor o condutor.

Para montagem em conectores, a ligação é decapada o suficiente, de tal modo que o condutor atinja o fundo do copo de solda, e deixe um pequeno intervalo entre a parte superior do copo de solda e a extremidade cortada da isolação.

As dimensões para decapagem de condutores para uso com conectores, são dadas nos procedimentos para montagem de cada conector específico.

Os condutores poderão ser decapados de inúmeros modos, dependendo de sua bitola e do tipo de isolação.

A tabela abaixo deve ser consultada para a escolha do tipo apropriado.

TIPO DE DECAPADOR	BITOLA DO CONDUTOR	TIPOS DE ISOLAÇÃO
Lâmina Aquecida	26-4	Todos os tipos, exceto asbesto e fibra de vidro
Rotativo Elétrico	26-4	Todos os tipos
Tesoura	20-6	Todos os tipos
Alicate manual	26-8	Todos os tipos
Faca	2.000	Todos os tipos

Figura 6-48 Tipos de decapadores

Notas: Só explicaremos aqui os tipos de decapagem por alicate manual e por faca.

Após a decapagem é necessário verificar a existência de danos.

Cortar e fazer nova decapagem (enquanto o comprimento for suficiente); ou rejeitar e substituir qualquer condutor que apresentar maior número de fios quebrados, do que aqueles especificados na figura 6-49.

BITOLA DO CONDUTOR	NÚMERO MÁXIMO PERMITIDO DE FIOS QUEBRADOS OU DANIFICADOS
22-12	Nenhum
10	2
0-4	4
2-0	12
Alumínio Todas as bitolas	Nenhum

Figura 6-49 Limites de fios quebrados

Instruções para Decapagem usando Decapadores Manuais tipo Alicate

- A) Inserir o condutor exatamente no centro da fenda cortante, adequada para a bitola do condutor a ser decapado. Cada fenda é marcada com a bitola do condutor. Veja a figura 6-50.

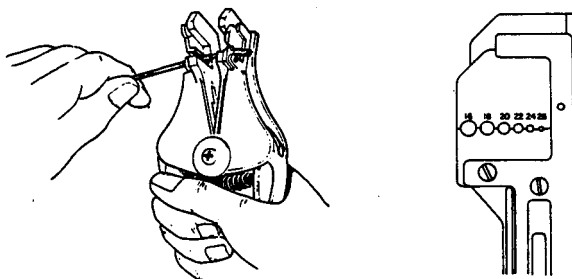


Figura 6-50 Ferramentas para decapagem

- B) Apertar as manoplas do alicate, juntando-as tanto quanto elas possam.
- C) Soltar as manoplas, deixando os fixadores do condutor retornarem para a posição aberta.

D) Remover o condutor decapado.

Instruções para Decapagem usando uma faca afiada

- A) Fazer um corte em torno do condutor, no comprimento de decapagem desejado. Não cortar completamente a isolação para não atingir os fios. Veja as operações A, B e C da figura 6-51.
- B) Fazer um segundo corte, longitudinalmente, ao longo de todo o

comportamento de decapagem. Neste caso também, não cortar completamente a isolação.

Nota: Quando um condutor tiver duas ou mais camadas de isolação, cortar através da camada exterior, e somente sulcar a segunda camada de isolação.

- C) Retirar a camada de isolação, seguindo a orientação de enrolamento dos condutores.

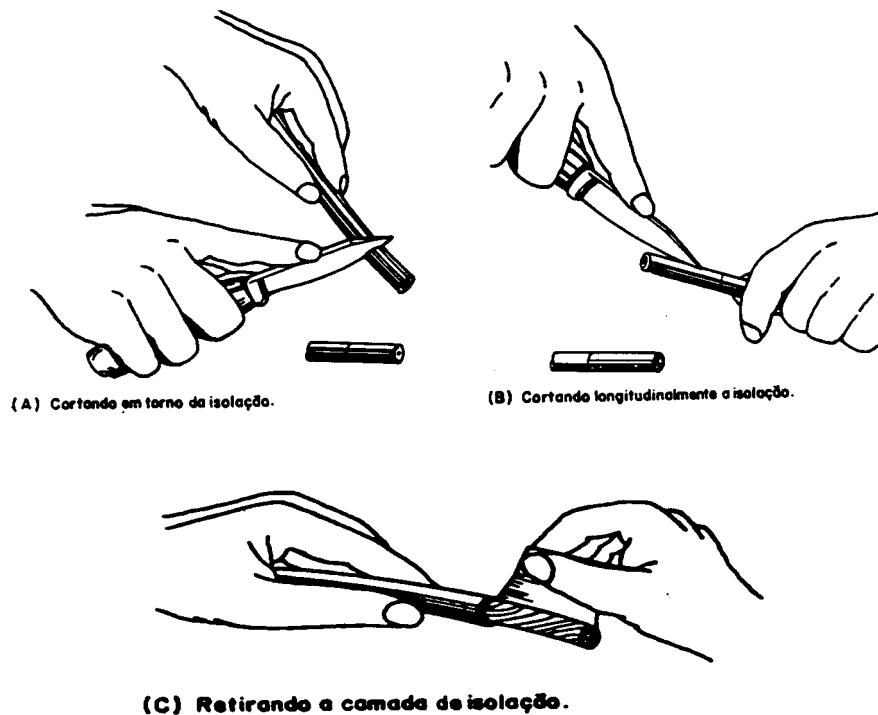


Figura 6-51 Decapagem utilizando faca afiada

ESTANHAGEM DE CONDUTORES

Após a decapagem da extremidade do fio ou cabo elétrico no comprimento necessário, faz-se a estanhagem. Os seguintes cuidados devem ser observados:

- Limpar a porção decapada do fio ou cabo elétrico, eliminando óleo, graxa, gordura etc, utilizando um pano umedecido em solvente. Se o fio ou cabo elétrico apresentar corrosão, retirá-la utilizando uma lixa fina ou raspá-la cuidadosamente com uma faca.

BITOLA AWS DO FIO OU CABO ELÉTRICO	POTÊNCIA (W) DO FERRO DE SOLDAR
0-10	200
12-14	100
16-20	65
22-24	30

Figura 6-52 Potência do ferro de soldar

- Seleccionar um ferro de soldar na potência requerida, de acordo com a bitola do fio ou cabo elétrico a ser estanhado, conforme especificado na figura 6-52.

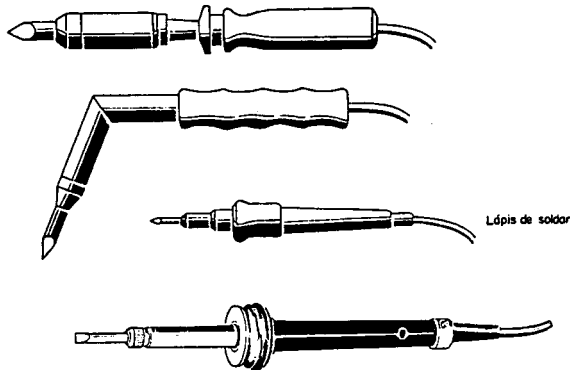


Figura 6-53 Tipos de ferro de soldar

- A ponta de ferro de soldar deve estar limpa e bem estanhada. Seleccionar o tipo, o formato de sua ponta e a potência do ferro de soldar, de acordo com a soldagem a ser realizada e bitola do fio ou cabo elétrico.

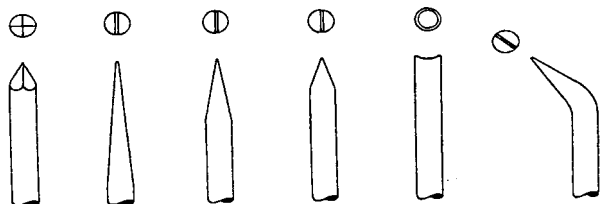


Figura 6-54 Formatos de pontas de ferro de soldar

- Seleccionar o tipo de solda que deve ser utilizado na estanhagem, de acordo com o acabamento do fio ou cabo elétrico.

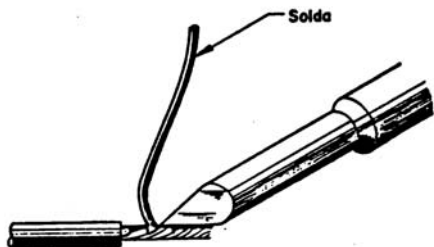


Figura 6-55 Estanhagem com ferro de soldar

- Encostar a solda e a ponta do ferro de soldar na extremidade decapada do fio ou cabo elétrico, até a solda começar a fluir. Ver figura 6-55.
- Movimentar a ponta do ferro de soldar, estanhando metade da extremidade decapada do fio ou cabo elétrico.

Preparar o ferro de soldar, antes da soldagem, da seguinte forma:

- Limpar cada uma das superfícies da ponta de cobre até que fiquem completamente lisas e com uma coloração acentuada. Veja a figura 6-56.

Nota: um ferro de soldar cuja ponta de cobre possui uma cobertura de ferro puro, não deve ser limada. Sua limpeza deve ser de acordo com as instruções do fabricante.

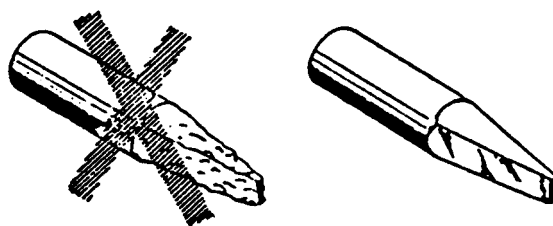


Figura 6-56 Limpeza da ponta do ferro de soldar

- Remover as partículas provenientes da limadura, utilizando uma lixa fina;
- Após estar devidamente aquecida, estancar cada uma de suas superfícies, utilizando solda. Veja a figura 6-57.

Nota: A estanhagem deve iniciar-se antes que a ponta de cobre atinja sua temperatura máxima.

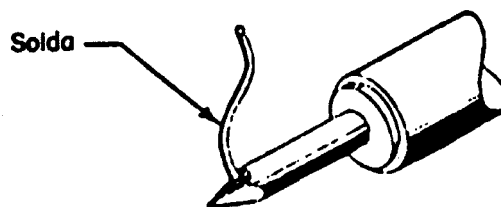


Figura 6-57 Estanhagem da ponta do ferro de soldar

- d) Retirar o excesso de solda passando um pano ou esponja úmida, com movimentos de rotação.

Nota: não sacudir ou bater o ferro de soldar para remoção do excesso de solda.

- Passar um pano ou esponja umedecida em solvente na extremidade estanhada do fio ou cabo elétrico, afim de remover graxa, óleo, gordura, etc, que possam existir.
- Encostar a ponta do ferro de soldar no ponto de soldagem e aplicar solda sobre os elementos que deverão ser soldados, e não sobre o ferro de soldar. Veja a figura 6-58.

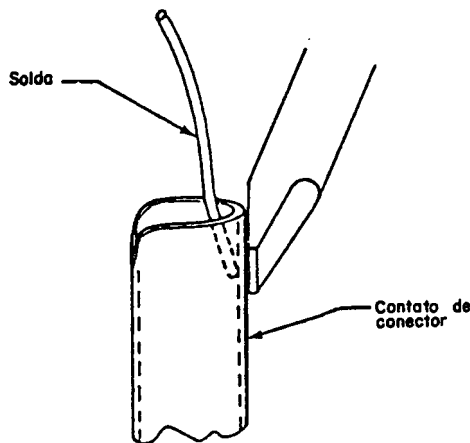


Figura 6-58 Aplicação de solda

Notas:

1. A soldagem deve ser de acordo com o acabamento do fio ou cabo elétrico, conforme especificado na figura 6-58.
2. Durante a soldagem não aplicar calor mais tempo do que o necessário.
3. Não deixar acumular solda ao redor ou sobre os elementos que estão sendo soldados.
4. Deixar a solda resfriar naturalmente.
5. Se, após a soldagem, existir um excesso de fluxo sobre o ponto soldado, removê-lo utilizando um pano ou esponja umedecidos em solvente, evitando o contato com a capa do fio ou cabo elétrico.

6. A solda deve apresentar uma coloração prateada brilhante e uma superfície lisa e uniforme; veja a figura 6-59.

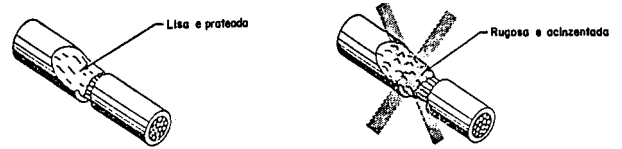


Fig 6-59 Apresentação de uma solda perfeita

7. Quando o ferro de soldar não estiver sendo utilizado, colocá-lo em seu suporte e desligá-lo, para evitar superaquecimento. Veja a figura 6-60.

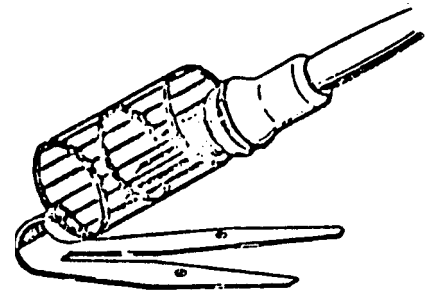


Figura 6-60 Suporte para ferro de soldar

SOLDAGEM DE CONDUTORES

A soldagem utilizando um ferro de soldar aquecido eletricamente é o procedimento mais comumente usado.

As operações de soldagem seguem a seqüência dada a seguir:

- a) os contatos grandes deverão ser retirados dos inserts e fixados em um bloco não metálico e soldados, aquecendo-se primeiramente o copo de solda do contato com uma ponta especial, como mostrado na figura 6-61.
- b) Enquanto o calor estiver sendo aplicado, introduzir lentamente o condutor pré-estanhado no copo de solda do contato, até atingir o fundo..
- c) Uma quantidade extra de solda 60/40, com núcleo de resina, poderá ser

- adicionada ao copo de solda, se necessário.
- d) Segurar o ferro de soldar aquecido e mantê-lo nessa condição, encostado no copo de solda, até que a solda tenha fundido totalmente, formando uma película lisa.
 - e) Deixar esfriar sem movimento.

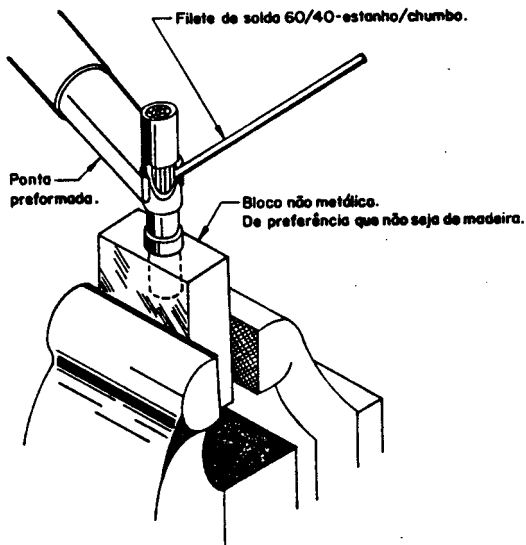


Figura 6-61 Procedimento de soldagem de grandes contatos

- f) Ao contatos que não foram retirados do inserto, deverão ser soldados seguindo-se o procedimento ilustrado na figura 6-62.
- g) A solda será fundida colocando-se o ferro de soldar encostado ao longo do lado do copo de solda no momento em que o condutor começa a ser introduzido nele.
- h) Contatos de tamanho médio, tais como número 8 e 12 serão soldados mais facilmente se o ferro de soldar for encostado no ponto onde o condutor toca o chanfro existente no copo de solda, como ilustrado na figura 6-62.
- i) Adicionando-se uma pequena quantidade de solda nesse ponto, ajudar-se-á na transmissão de calor para o interior da conexão.

Atenção: Não deixar a solda escorrer para o lado de fora do copo de solda. Isso reduzirá a distância do arco e poderá representar a perda do conector.

Fixação dos Conectores para Soldagem

Para facilitar a soldagem de condutores aos contatos que não foram retirados dos conectores, é de bastante utilidade fixar o conector em uma posição adequada para soldagem.

Utilizar um suporte de aço dobrado com 60 a 75° de ângulo, como mostrado na figura 6-63.

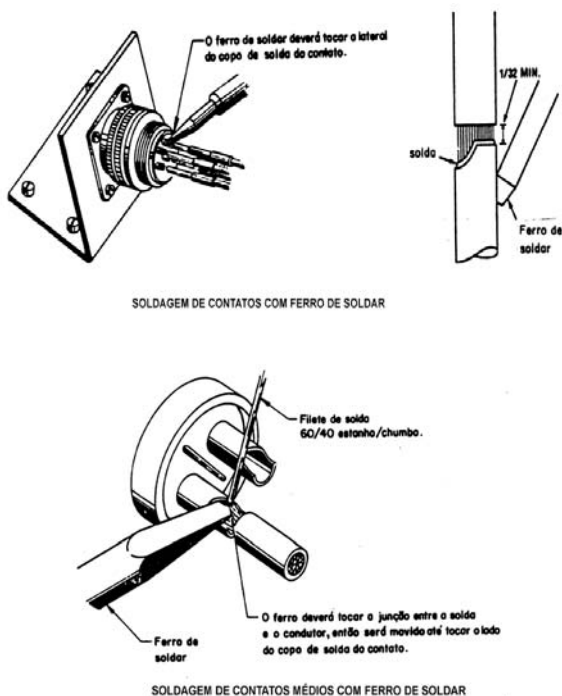


Figura 6-62 Soldagem de acordo com o tamanho dos contatos

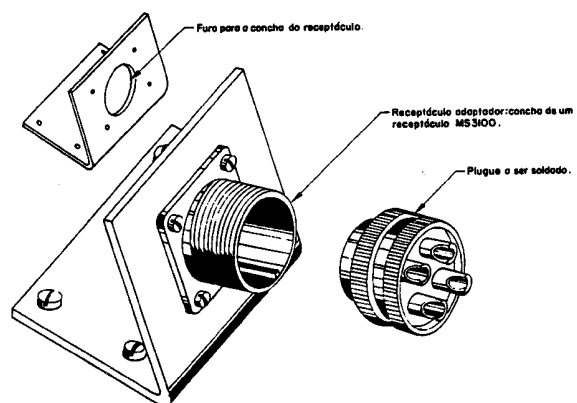


Figura 6-63 Suporte para soldagem de plugues de conectores

Para prender um plugue, usar uma concha vazia de um receptáculo.

Para prender um receptáculo, usar dois parafusos de modo que o receptáculo seja montado como a porção rosqueada inserida no furo do suporte. Isso localizará os copos de solda em uma posição de fácil soldagem.

Seqüência de Soldagem

A soldagem dos conectores deverá seguir uma seqüência rígida, para evitar erros na cablagem e também evitar queimadura da isolamento dos condutores já soldados.

Duas seqüências usuais de soldagem são ilustradas na figura 6-64.

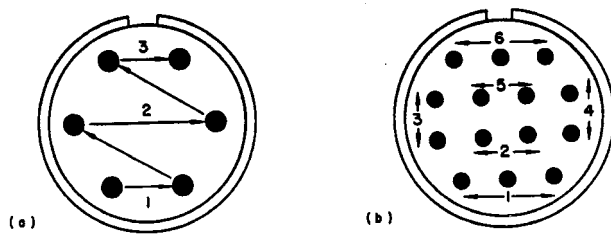


Figura 6-64 Seqüência para a soldagem de pinos

- a) A seqüência ilustrada na figura 6-64(a) será iniciada da direita ou da esquerda, dependendo se o equipamento é de montagem à direita ou à esquerda, e seguindo a fila de baixo, de lado a lado.

A fila de cima será a próxima a ser soldada, seguindo o mesmo princípio usado para soldar a fila de baixo.

Isso permitirá que o inserto se esfrie durante as operações de soldagem.

As operações acima descritas deverão se repetidas para cada fila em seqüência, até que todos os contatos tenham sido soldados.

Nota: se os condutores começarem a ser soldados em um conector com um grande número de contatos, planejar o trabalho, de modo a permitir um período de esfriamento após cada série de 20 contatos, para evitar aquecimento excessivo do inserto.

- b) A seqüência ilustrada na figura 6-64(b) também será iniciada na fila de baixo, da direita ou da esquerda. O próximo passo será soldar os contatos do centro, e depois os das pontas.

A operação final será soldar os condutores aos contatos da fila de cima.

As seqüências de soldagem apresentadas anteriormente não são obrigatórias, mas seu uso será um procedimento adequado para execução de um bom trabalho de soldagem.

É recomendável, porém, a adoção de uma seqüência de soldagem para ser sempre usada, com o objetivo de otimizar o tempo de execução das soldagens em conectores elétricos.

Limpeza das Conexões Soldadas

Após todas as conexões terem sido soldadas, examinar o conector quanto aos excessos de solda, solda fria e resíduos de fluxo.

Tomar as seguintes medidas corretivas se qualquer uma das deficiências citadas forem encontradas:

- Remoção do excesso de solda usando um ferro de soldar, o qual tenha sido cuidadosamente escovado e limpo com um pano limpo e seco.
- Desfazer todas as soldas frias. Retirar toda solda sacudindo o conector e efetuar nova soldagem.
- Remover os resíduos de fluxo com álcool etílico desnaturado, usando um pincel de cerdas moles.
- Secar o conector com um jato de ar comprimido.

METALIZAÇÃO

Definições

1. Metalização Elétrica (“Bonding”)

É o estabelecimento de um caminho eletricamente condutivo, entre duas ou mais

partes metálicas, de forma a assegurar o mesmo potencial entre as partes.

Os materiais utilizados na metalização são:

1. Tinta laca azul (E9100039) – TT-L-32.
2. *Primer* cromato de zinco – TT-P-1757
3. Selante PR1436G-B2 (E9124158) – MIL-S-81733
4. *Primer epoxy* (E9116236) – MIL-P-23377
5. Selante PR1422A (E9110587) – MIL-S-27725.

2. Estrutura

Para efeito de norma as estruturas metálicas das aeronaves são divididas em dois tipos como segue:

Tipo 1 (primária): é constituída da estrutura principal da fuselagem, asa e empenagens.

Tipo 2 (secundária): é constituída das diversas partes metálicas que se agregam à estrutura tipo 1, tais como suportes, naceles, armários, consoles, painéis, superfícies de comando etc.

3. Ponte de Ligação

Condutor construído através de malha chata, cordoalha ou fio e terminais elétricos, destinada a interligar partes metálicas para proporcionar a metalização elétrica.

4. Retorno de Corrente

É o caminho da corrente elétrica, estabelecido entre o ponto de aterramento dos equipamentos elétricos/eletrônicos e a estrutura.

Finalidades

A metalização elétrica tem as seguintes finalidades:

- a) Evitar acidentes pessoais e danos à aeronave provocados por tensões excessivas, induzidas por descargas atmosféricas, radiofrequência ou curto-circuito interno de equipamentos;

- b) Proporcionar caminhos eletricamente condutivos entre as estruturas da aeronave, para as seguintes condições:

- Retorno de corrente
- Dissipação de carga estática
- Dissipação de descarga atmosférica
- Curto-circuito em geral

- c) Otimizar a recepção e transmissão de rádio;

- d) Obter diagrama de irradiação satisfatório das antenas;

- e) Evitar um mau funcionamento e/ou danos aos equipamentos elétricos e eletrônicos;

- f) Proporcionar aterramento adequado para a RF.

Cuidados na Metalização

1. Estruturas

As estruturas devem ser metalizadas para se obter uma unidade equipotencial homogênea, o que requer que todos os seus membros sejam interligados com conexões ou juntas de baixa resistência e baixa impedância de radiofrequência.

A metalização deve ser projetada e instalada de modo que a continuidade elétrica (resistência) não seja afetada pela vibração, expansão e contração, movimento de torção ou outros movimentos relativos, inerentes ao uso em serviço normal da aeronave.

Os tanques de combustível por estarem em regiões sujeitas à corrente de raio, devem ter as conexões de metalização internas seladas, a fim de evitar centelha (faísca), conforme as normas definidas para cada tipo de aeronave.

Nota: as conexões de metalização também devem ser seladas, quando localizadas em regiões de atmosfera explosiva.

2. Retorno de Corrente

Para esta classe de metalização, observar os seguintes cuidados:

- a) A metalização deve ser feita sempre à estrutura tipo II:
- b) Os pontos de metalização devem ser segregados, quando as fontes de alimentação dos equipamentos elétricos/eletrônicos forem diferentes (CA ou CC);
- c) É proibida a metalização em peças de liga de magnésio.

3. Peças de Liga de Titânio

Não devem ser ligadas diretamente à estrutura de alumínio. Sua metalização deve ser feita através de pontes de ligação ou com os próprios parafusos de fixação.

4. Peças Não Metálicas

As peças não metálicas externas à aeronave (sujeitas a raios) devem ser protegidas contra descargas de raios. Devem incorporar uma

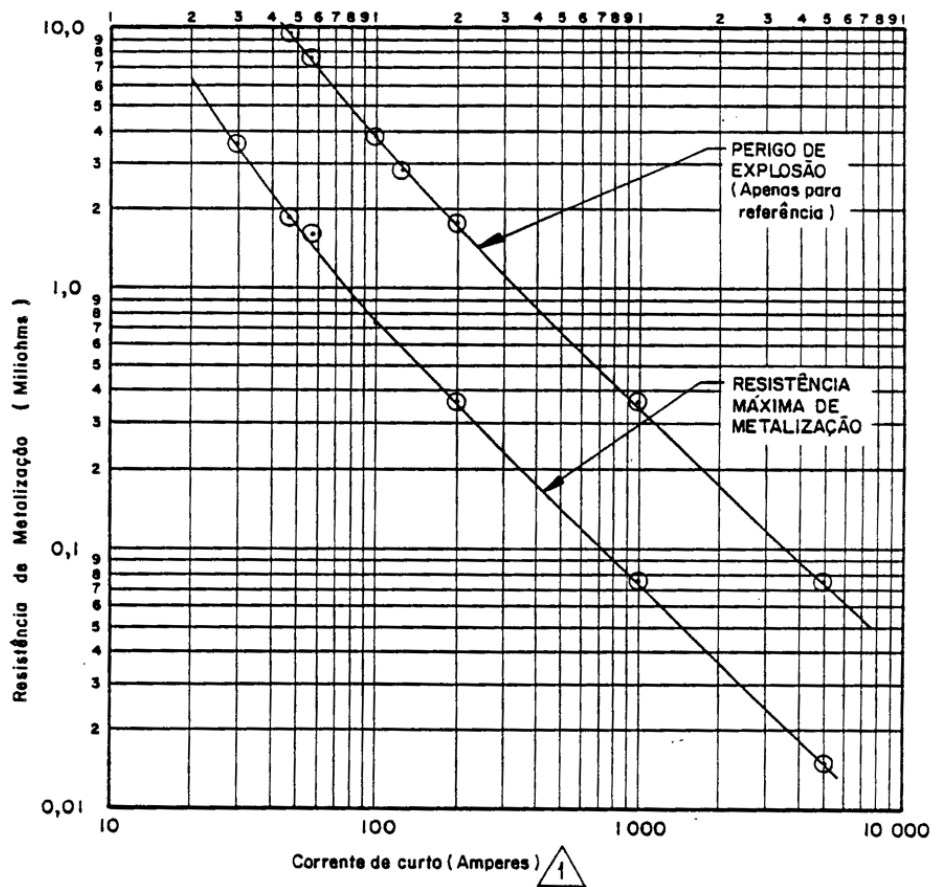
tela metálica fina na camada mais externa livre de resina, a fim de propiciar a sua metalização.

As peças que não são sujeitas a raios, devem ser pintadas com tinta anti-estática, a fim de propiciar a dissipação de carga estática.

Nota: as áreas sujeitas a raio são definidas durante o desenvolvimento do projeto de cada aeronave. A ligação com a aeronave das peças não metálicas metalizadas deve ser a mais perfeita possível, uma vez que através dela é que deve ser compensada a resistência da tela.

ÁREAS SUJEITAS À EXPLOSÃO OU FOGO

Equipamentos elétricos instalados em locais sujeitos à explosão ou fogo devem ter o valor de resistência de metalização, conforme indicado no gráfico RESISTÊNCIA DE METALIZAÇÃO (miliohms) x CORRENTE DE CURTO (Ampères). Ver a figura 6-65.





Corrente de curto é definida como a corrente máxima capaz de ser fornecida pela fonte elétrica, quando de um curto-circuito

São utilizados para metalizar os seguintes métodos:

Método 1 – Soldagem

Método 2 – Rebite “Hi-Lok” ou “Hi-Lite”

Método 3 – Parafusos (pinos) e porcas

Método 4 – Lâminas metálicas

Método 5 – Rebites

Método 6 – Braçadeiras metálicas

Método 7 – Pontes de ligação

Método 8 – Descarregadores estáticos

Método 9 – Módulos de aterramento

Método 10 – Perfil de metalização (para superfícies metálicas separadas por material isolante)

Método 11 – Malha tubular

Método 12 – Contato da base da antena com o revestimento

Nota : todos estes métodos são explicados na NE 80-008, que será consultada em aula prática.

Figura 6-65 Gráfico de Resistência de metalização X Corrente de curto

PROTEÇÕES CONTRA OS EFEITOS DE RAIOS

Descargas Elétricas Ramificadas

São trajetórias ionizadas com ramificações que ocorrem na presença de impacto direto de um raio ou em descargas próximas à aeronaves.

Ponto de Impacto

É a região em que o ramo principal de uma descarga elétrica atinge a superfície da aeronave.

Efeitos Diretos

São efeitos causados por impactos de raios diretamente na superfície da aeronave.

São caracterizados, geralmente, por danos físicos à aeronave.

Estes defeitos estão diretamente ligados ao tempo em que o raio estabelece contato com a aeronave.

Efeitos Indiretos

São efeitos causados por descargas elétricas nas proximidades da aeronave, ou os danos induzidos por uma descarga direta.

Ocorrem com mais frequência que os efeitos diretos embora ambos os efeitos sejam

causados por uma energia de mesma origem, suas conseqüências são totalmente distintas. Os efeitos são relacionados a um possível mau funcionamento de componentes elétricos e eletrônicos da aeronave.

Classificação das zonas de impacto em aeronaves

– **Zona 1:** superfície do avião onde existe grande probabilidade de ocorrência de impacto direto. Esta zona é subdividida em:

Zona 1A – partes da aeronave nas quais um raio após o impacto tende a não permanecer, deslocando-se para outras áreas.

Zona 1B – partes da aeronave nas quais um raio após o impacto tende a permanecer incidindo durante um lapso de tempo. Nessas partes, os danos sofridos são proporcionais ao tempo de permanência.

Normalmente as seguintes áreas são consideradas como zona 1:

– Todas as projeções e protuberâncias, tais como, naceles de motores, *spinners*, disco da hélice, tanques de combustível de ponta de asa, radome, etc..

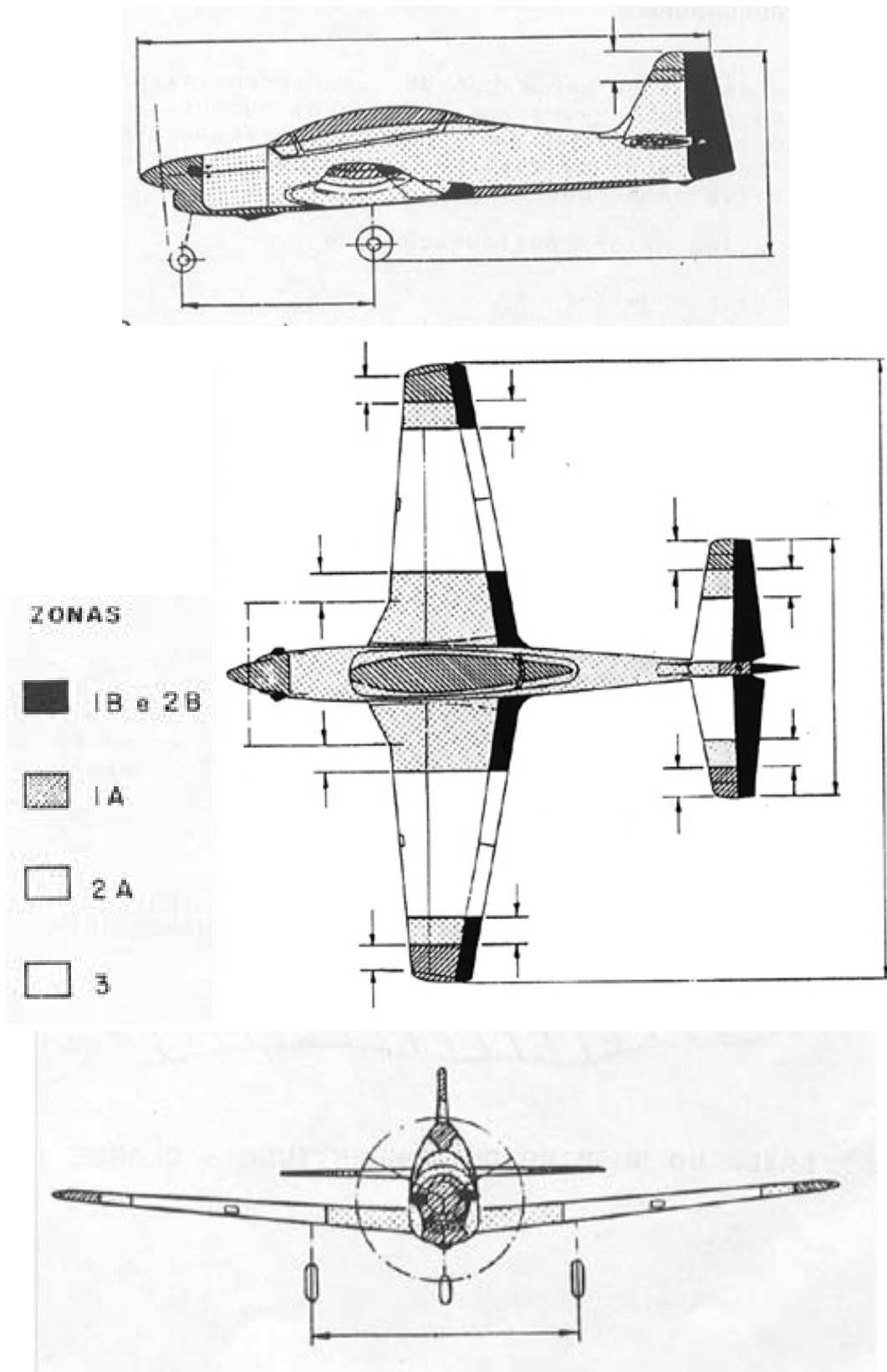


Figura 6-66 Designação típica das zonas sujeitas a descargas elétricas atmosféricas

- Superfícies de ponta da asa compreendidas entre o extremo metálico da asa e uma linha paralela ao eixo longitudinal do avião e deslocada da ponta para o interior da asa de 46 cm (18 pol).
- Uma faixa compreendida entre o bordo de ataque de asa e uma linha paralela à direção do bordo de ataque deslocada com enflexamento igual ou superior a 45° .
- Na cauda do avião, em uma área com largura de 46 cm (18 pol) contada das extremidades metálicas para o interior das pontas dos estabilizadores vertical e horizontal, bordo de fuga do estabilizador horizontal, bordo de fuga do estabilizador horizontal, cone de cauda e qualquer outra protuberância.
- **Zona 2:** áreas, na aeronave, adjacentes à zona 1 e para onde deslocariam os raios ali incidentes.
- **Zona 2A** - partes da zona 2 onde o raio tende a não permanecer deslocando-se para outras partes.
- **Zona 2b** – partes da zona 2 onde o raio tende a permanecer incidindo. Nessas partes, os danos sofridos são proporcionais ao tempo de permanência.
- **Zona 3** – Áreas da aeronave onde a probabilidade de incidência direta de raios ou a ocorrência de deslocamento com intensidade para estas regiões é remota.

Métodos usuais de possíveis proteções contra efeitos de raios nas aeronaves

Os métodos usuais de proteção de uma aeronave contra os efeitos de raios, devem ser observados durante o projeto, prevendo uma metalização que assegure um escoamento livre e rápido das correntes diretas ou induzidas por raios para pontos de saída na aeronave.

As áreas que exigem maior consideração são:

As saídas dos suspiros de combustível e são classificadas de acordo com o ponto de descarga na atmosfera, exigindo diferentes tipos de proteção contra raios conforme a classe do suspiro.

Assim temos:

Classe 1:

Descarga de vapor dentro do turbilhão de ar causado pela camada limite. Ver a figura 6-67abaixo.

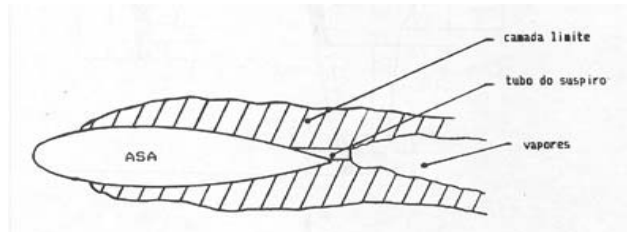


Figura 6-67 Saída do suspiro de combustível – Classe 1

Classe 2:

Descarga de vapor dentro da corrente de ar livre.

Ver a figura 6-68.

Obs.: O tipo scoop pertence a esta classe, desde que a parte externa não seja de grandes dimensões.

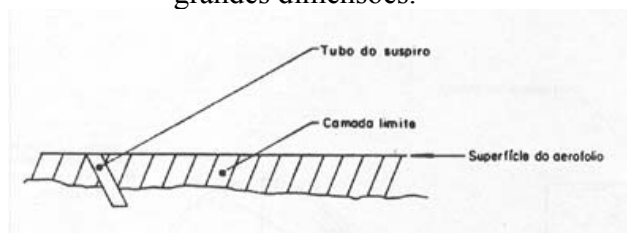


Figura 6-68 Saída do suspiro de combustível – Classe 2

Classe 3:

Descarga de vapor dentro da superfície da camada limite. Ver a figura 6-69

Obs: o tipo NACA pertence a esta classe.

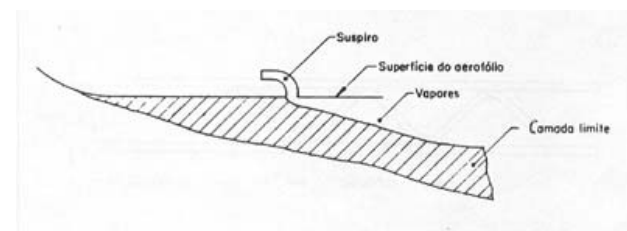


Figura 6-69 Saída do suspiro de combustível – Classe 3

Proteção dos Suspiros dos Tanques

Isolador de Chama

Para tubos de suspiro a propagação da chama pode ser evitada localizando-se adequadamente um isolador de chama na linha.

Esta localização é importante, visto que um isolador colocado junto a saída do suspiro seria inoperante quanto a proteção desejada devido a possibilidade de propagação da chama do interior do tubo para o tanque. As aberturas dos isoladores de chamas normalmente são providos de células de aço inoxidável, em forma de colméia, ou tiras corrugadas enroladas, tendo a célula uma profundidade de 1 polegada. Ver a figura 6-70.

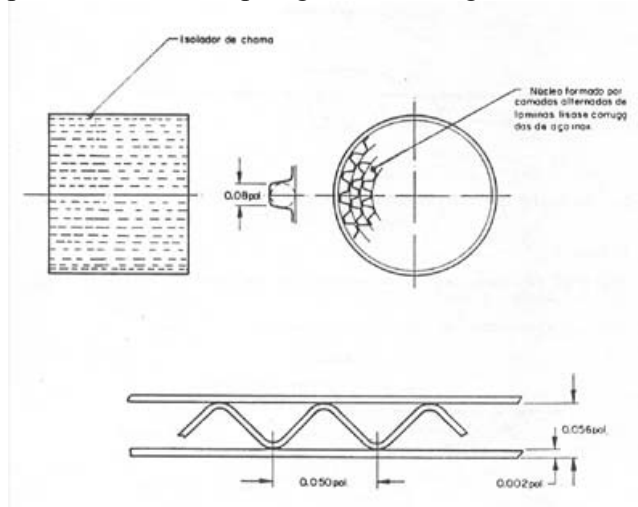


Figura 6-70 Típico isolador de chama

Formação do Gelo

Devido à possibilidade de formação de gelo nos isoladores de chama, estes deverão ser providos com tubos de contorno (bypass), que assegurem um permanente fluxo nos suspiros dos tanques. O bloqueio total dos suspiros poderá causar um diferencial de pressão com comprometimento do tanque e da alimentação de combustível.

Proteção do Sistema de Combustível contra Ignição dos Vapores nas saídas dos Suspiros (Zona 1 e 2)

Os suspiros de todas as classes devem ter proteção contra raios, nas próprias saídas ou em suas proximidades. Ver a figura 6-71.

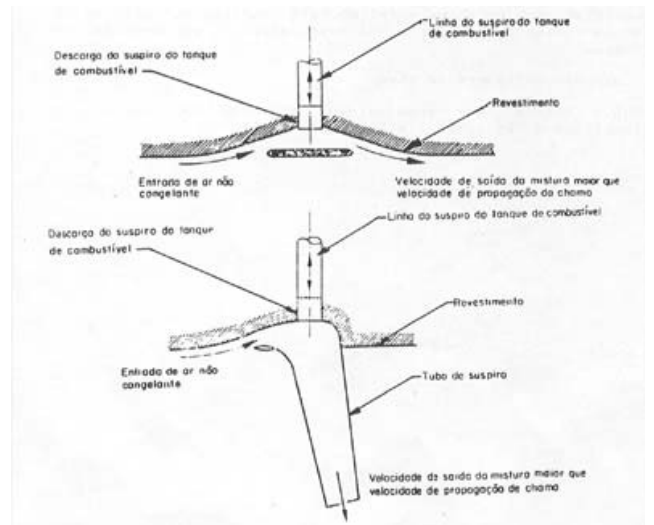
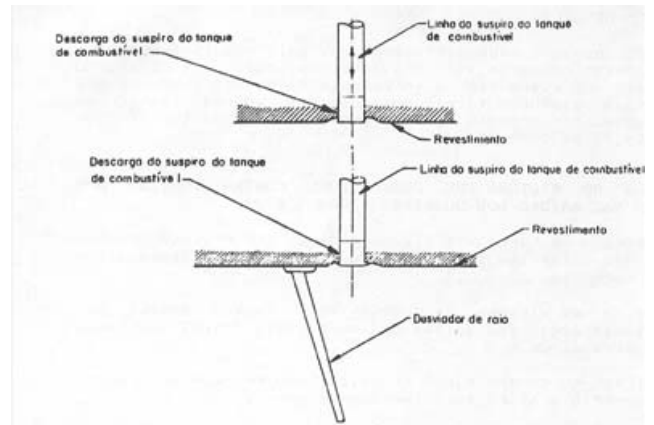


Figura 6-71 Proteção nas saídas dos suspiros de combustível

A proteção do sistema de combustível, contra ignição dos vapores nas áreas das saídas dos suspiros é feita, nas zonas 1 e 2, através de:

- Diluição do vapor expelido pelo suspiro, com ar fresco, para tornar a mistura suficientemente pobre.
- Aceleração do vapor expelido pelo suspiro, com ar fresco, para tornar a mistura suficientemente pobre.
- Uso de isoladores de chama.

Obs.: Sempre que possível os suspiros não devem ser localizados nas zonas 1 e 2

Proteção do Sistema de Combustível contra Ignição dos Vapores nas saídas dos suspiros (Zona 3)

Suspiros de classe 3 são os mais indicados para proteção do sistema de combustível contra descargas ramificadas e corona.

Os suspiros das classes 1 e 2 deverão ser protegidos contra a propagação de chama usando-se isoladores de chama um pouco mais simples que os usados nas zonas 1 e 2.

Nota: As saídas dos suspiros deverão ser evitadas nas regiões mostradas na figura 6-72.

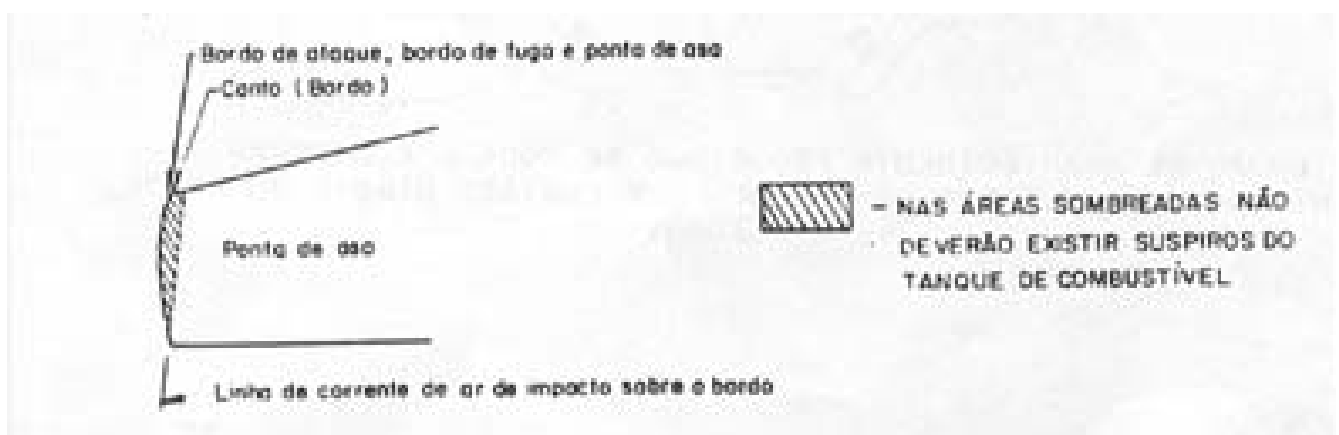
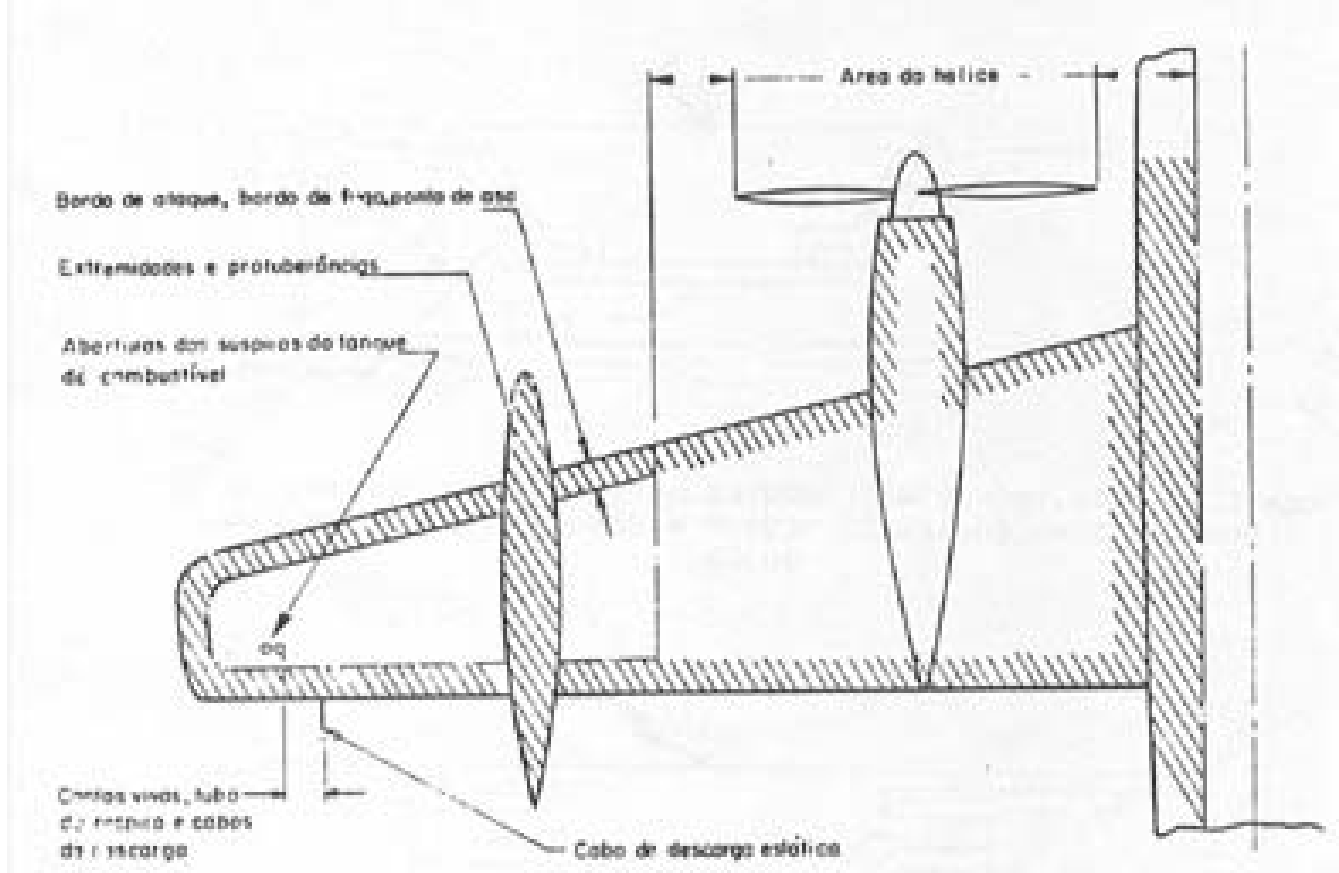


Figura 6-72 Zonas onde não deverão ser instalados suspiros de tanques de combustível

Sistema de aterramento (Metalização) dos bujões de abastecimento de combustível

Para evitar centelha interna resultante de uma descarga direta no bujão de abastecimento de combustível, deve-se fazer a melhor condutividade externa, ou então as partes internas da tampa, de material plástico com contato por mola, garantindo uma isolação de vapor do combustível por meio de um anel de vedação e de uma fita de borracha dielétrica.

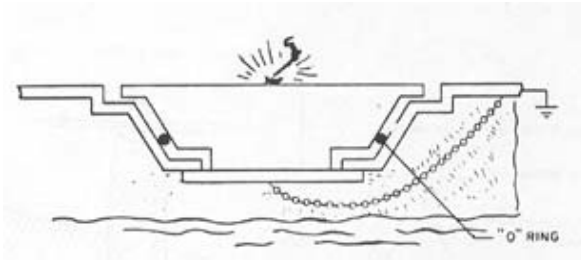


Figura 6-73 Centelhamento indesejável dentro do tanque, na superfície de contato e na corrente, devido a uma descarga direta no bujão

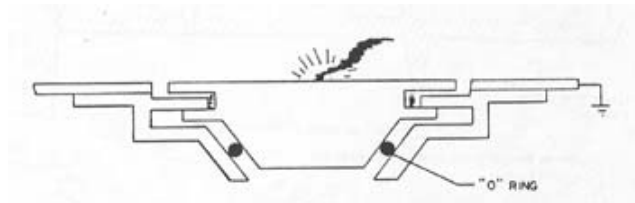


Figura 6-74 Bujão de abastecimento projetado de modo a conservar o centelhamento externo ao tanque, por contato direto de partes metálicas

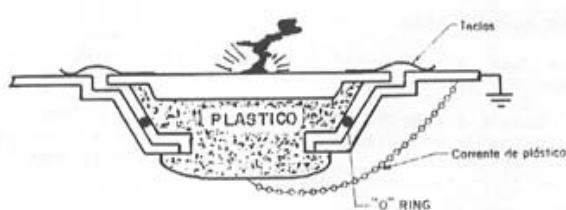


Figura 6-75 Bujão de abastecimento de combustível com partes internas de plástico e teclas de mola para aterramento

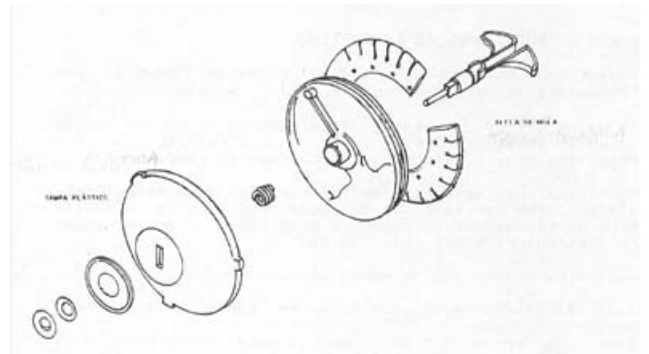


Figura 6-76 Vista explodida de uma tampa do bujão de abastecimento

Deve-se manter o melhor contato elétrico possível entre a tampa do bujão de abastecimento e a estrutura.

Proteção dos tanques de combustível contra correntes elétricas

Tanques de combustível

A condutividade dos tanques de combustível deve ser alta e uniformemente distribuída.

Devido à possibilidade do acúmulo de corrente estática em torno dos dutos de passagem de combustível, e principalmente nas bordas destes, deve-se ter especial atenção para a descarga de corrente nestes pontos.

Chapas de revestimento

Sempre que possível, as chapas que revestem os tanques de combustível devem ser de espessura igual ou maior que 2mm (0,08pol) especialmente nas zonas 1 e 2 para minimizar os efeitos de penetração de descargas.

Sensores de quantidade de combustível

Os sensores fabricados de material condutor, deverão ser eletricamente ligados à estrutura mais próxima.

A fim de se evitar o risco de centelhamento de corrente, são desaconselháveis distâncias que facilitem centelhamento entre os sensores e as paredes dos tanques de combustíveis.

A instalação de sensores em tanque de combustível não metálicos, deve ser feita de tal modo, que a parte do sensor interna ao tanque não se comporte como ponte de interligação entre a estrutura e a parte líquida.

As seguintes recomendações devem ser observadas:

- Fazer as extremidades dos sensores de um material não condutivo.

- Blindar os sensores com o uso desviadores adequados, posicionados, externamente ao tanque ou em regiões há blindadas do tanque, se elas existirem.
- Arredondar pontas afiadas e bordas.

Módulo de Aterramento

O diagrama a seguir apresenta um esquema de aterramento de luzes de inspeção feito por meio de parafuso fixado na estrutura da aeronave.

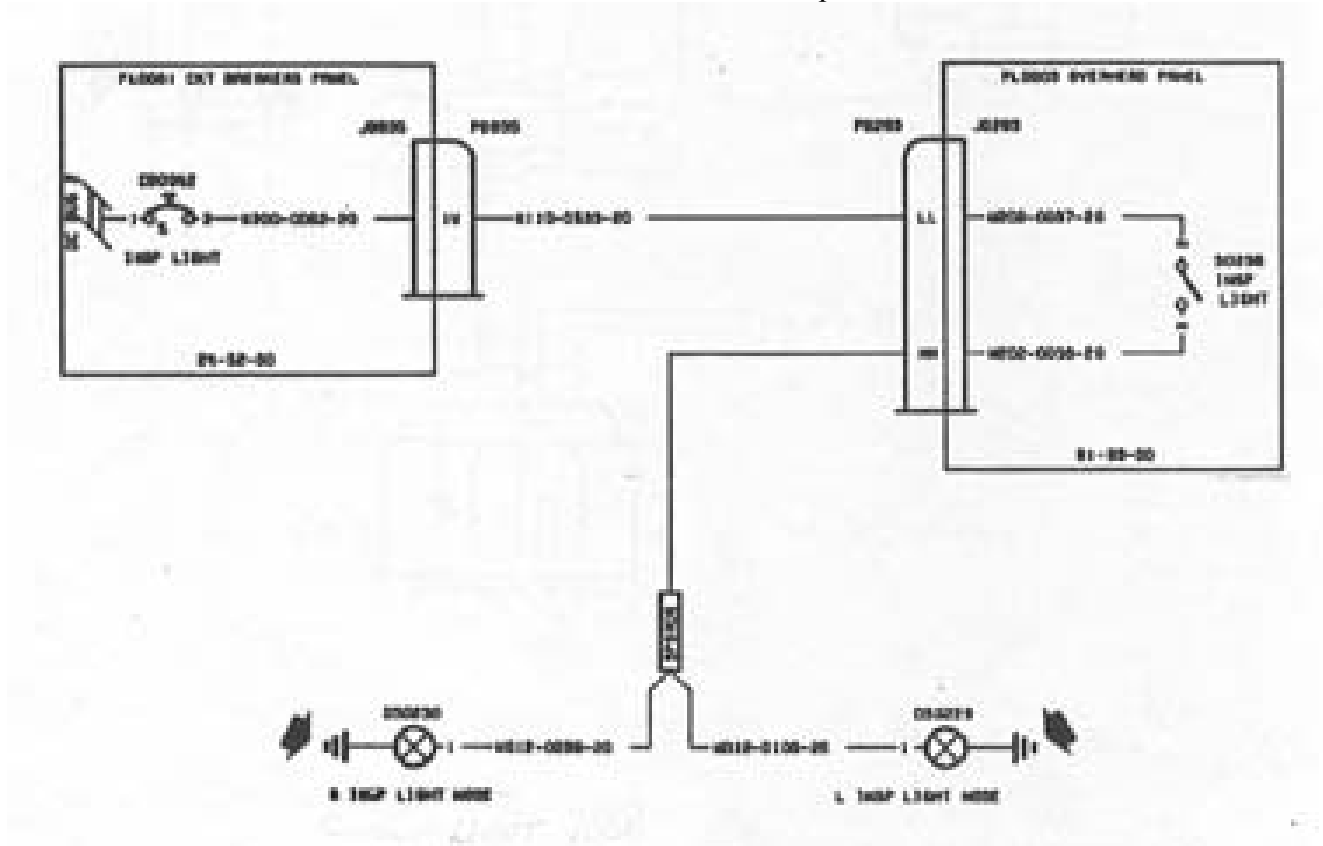


Figura 6-77 Diagrama do circuito de aterramento por parafuso

Um outro diagrama elétrico mostra outro símbolo para aterramento, veja a figura 6-78. Neste segundo diagrama o aterramento é feito por um módulo de aterramento.

O método feito através de módulos de aterramento oferece as seguintes vantagens:

- Permite rápida e fácil conexão para muitas terras; totalmente herméticos, proporcionando longa durabilidade e perfeita performance elétrica

- Os fios são conectados através de terminais prensados e pinos de conexão.
- Encontrados, normalmente, para 8 ou 10 contatos ou feitos de acordo com pedido específico do usuário.
- Menor peso.

A figura 6-79 mostra um vista explodida do módulo de aterramento.

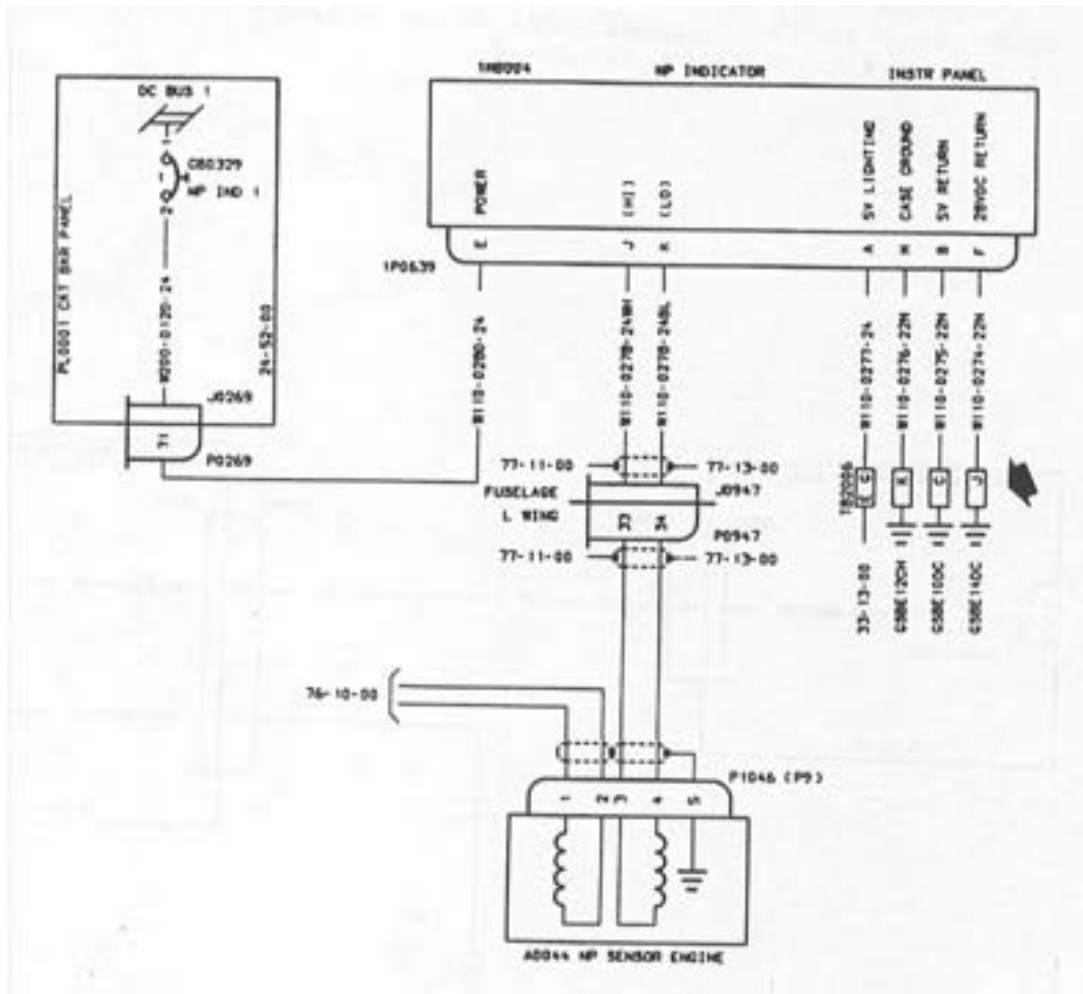


Figura 6-78 Diagrama do circuito de aterramento por módulos

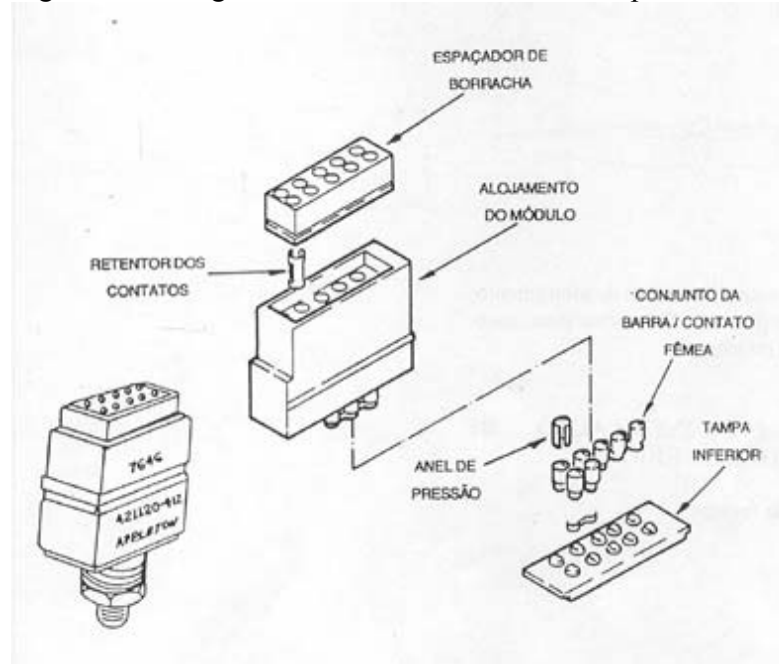


Figura 6-79 Módulo de aterramento

Características

- Espaçador de borracha vermelha com silicone.
- Capacidade de isolamento:
 - a) 1500 volts RMS ao nível do mar.
 - b) 600 volts RMS a 70000 pés.
- Porca e arruelas de pressão e plana para fixação.
- Contatos de liga de cobre folheados a ouro.
- Dependendo do modelo usado a faixa de corrente é de 5 a 17 amperes.

O módulo de aterramento possui letras indicativas que são as mesmas mostradas no símbolo do diagrama elétrico.

Os contatos, o pino e a ferramenta para inserção ou extração do mesmo, são apresentados na figura 6-80

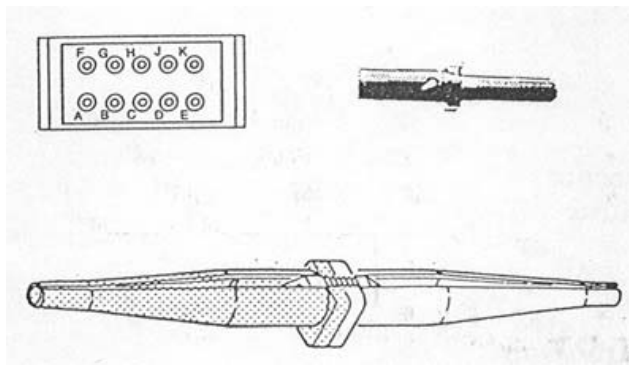


Figura 6-80 Contatos do módulo de aterramento, tipo de pino e ferramenta para inserção ou remoção

CUIDADOS NA INSTALAÇÃO DE EQUIPAMENTO ELÉTRICO

Esta parte fornece os procedimentos e medidas de segurança para instalação de componentes e equipamentos elétricos, comumente usados.

Os limites de carga elétrica, meios aceitáveis de controle ou monitoramento e dispositivos de proteção do circuito, são assuntos com os quais os mecânicos devem se familiarizar, para instalar adequadamente, e manter os sistemas elétricos do avião.

Limites de carga elétrica

Quando se instala equipamento elétrico adicional que consome força elétrica num avião, a carga elétrica total deverá ser seguramente controlada ou remanejada, dentro dos limites dos componentes afetados no sistema de alimentação do avião.

Antes que qualquer carga elétrica do avião seja aumentada, os fios associados, cabos e dispositivos de proteção de circuito (fusíveis ou disjuntores) deverão ser verificados para determinar se a nova carga elétrica (carga elétrica anterior mais a carga acrescentada) não excede aos limites estabelecidos dos fios existentes, cabos ou dispositivos de proteção.

Os valores de saída do gerador ou do alternador determinados pelo fabricante devem ser comparados às cargas elétricas, que podem ser impostas ao gerador ou alternador, afetado pelo equipamento instalado.

Quando a comparação mostrar que a carga elétrica total provável conectada excede os limites de carga de saída dos geradores ou dos alternadores, a carga deverá ser reduzida para que não ocorra sobrecarga. Quando uma bateria fizer parte do sistema de força elétrica, devemos nos certificar de que ela está sendo continuamente carregada em vôo, exceto quando pequenas cargas intermitentes estiverem ligadas, tais como um transmissor de rádio, um motor de trem de pouso, aparelhos semelhantes, que podem solicitar cargas da bateria em curtos intervalos de tempo.

Controle ou monitoramento da carga elétrica

Nas instalações onde o amperímetro se encontra no cabo da bateria, e o sistema regulador limita a corrente máxima que o gerador ou o alternador pode distribuir, um voltímetro pode ser instalado na barra do sistema.

Enquanto o amperímetro não indicar “descarga” (exceto para pequenas cargas intermitentes, tais como as que operam trens de pouso e flapes), e o voltímetro permanecer indicando “voltagem do sistema”, o gerador ou alternador não estará sobrecarregado.

Nas instalações onde o amperímetro se encontra no cabo do gerador ou do alternador, e o

regulador do sistema não limita a corrente máxima que o gerador ou alternador pode fornecer, o amperímetro pode ter um traço em vermelho em 100% da capacidade do gerador ou do alternador. Se a leitura do amperímetro nunca exceder a linha vermelha, exceto para pequenas cargas intermitentes, o gerador ou o alternador não serão sobrecarregados.

Quando dois ou mais geradores funcionarem em paralelo, e a carga total do sistema puder exceder a capacidade de saída de um gerador deverão ser providenciados meios para corrigir rapidamente as sobrecargas súbitas que possam ser causadas por falha do gerador ou do motor. Poderá ser empregado um sistema de redução rápida de carga, ou um procedimento especificado, onde a carga total possa ser reduzida a um valor que esteja dentro da capacidade do gerador em operação.

As cargas elétricas devem ser conectadas aos inversores, alternadores ou fontes de força elétrica semelhantes, de maneira que os limites de capacidade da fonte de força não sejam excedidos, a menos que algum tipo de monitoramento efetivo seja fornecido para manter a carga dentro dos limites prescritos.

DISPOSITIVOS DE PROTEÇÃO DE CIRCUITOS

Os condutores devem ser protegidos com disjuntores ou fusíveis, localizados tão próximos quanto possível da barra da fonte de força elétrica. Geralmente, o fabricante do equipamento elétrico especifica o fusível ou disjuntor a ser usado, ao instalar o equipamento.

O disjuntor ou fusível deve abrir o circuito antes do condutor emitir fumaça. Para isto, a característica corrente/tempo do dispositivo de proteção deve cair abaixo da do condutor associado. As características do protetor do circuito devem ser igualadas para obter a utilização máxima do equipamento conectado.

A figura 6-81 mostra um exemplo da tabela usada na seleção do disjuntor e do fusível de proteção para condutores de cobre. Essa tabela limitada é aplicável a um conjunto específico de temperaturas ambientes, e bitolas dos fios dos chicotes e é apresentada somente como um exemplo típico.

Bitola do Fio AN de cobre	Amperagem	
	Disjuntor	
Fusível		
22	5	5
20	7,5	5
18	10	10
16	15	10
14	20	15
12	30	20
10	40	30
8	50	50
6	80	70
4	100	70
2	125	100
1		150
0		150

Figura 6-81 Tabela do fio e do protetor do circuito

É importante se consultar tais tabelas antes que um condutor para uma finalidade específica seja selecionado. Por exemplo, um fio único ao ar livre pode ser protegido pelo disjuntor do próximo valor mais alto aquele mostrado na tabela.

Todos os disjuntores religáveis devem abrir o circuito no qual eles estão instalados, independentemente da posição do controle de operação quando ocorrer sobrecarga ou falha do circuito. Tais disjuntores são chamados de “desarme livre”.

Os disjuntores religáveis não devem ser usados como dispositivos de proteção nos circuitos de aeronaves.

Fusíveis

Um fusível é uma tira de metal que fundirá sob excessivo fluxo de corrente, já que seu limite de condução é cuidadosamente pré-determinado.

O fusível é instalado no circuito de forma que toda a corrente flua através dele.

Em sua maioria, eles são feitos de uma liga de estanho e bismuto. Existem outros, que são chamados de limitadores de corrente; estes são usados primariamente para seccionar um circuito de aeronave.

Um fusível funde-se e interrompe o circuito quando a corrente excede a capacidade suportada por ele, mas um limitador de corrente suportará uma considerável sobrecarga, por um certo período de tempo. Como o fusível é destinado a proteger o circuito, é de suma importância que sua capacidade venha a coincidir com as necessidades do circuito em que seja usado.

Quando um fusível é substituído é preciso consultar instruções aplicáveis do fabricante para certificar-se quanto ao tipo correto de capacidade.

Os fusíveis são instalados em dois tipos de suportes na aeronave: “Plug-in holders”, usados para fusíveis pequenos e de baixa capacidade; “Clip” é o tipo usado para fusíveis de grande capacidade e limitadores de corrente.

Disjuntores

Um disjuntor ou quebra-circuitos (“circuit breaker”) é destinado a interromper o circuito e o fluxo de corrente quando a amperagem exceder um valor pré-determinado. É comumente usado no lugar de um fusível e pode, às vezes, eliminar a necessidade de um interruptor.

Um disjuntor difere de um fusível no fato de interromper rápido o circuito e poder ser religado, enquanto que um fusível funde e precisa ser substituído. Existem vários tipos de quebra circuitos, em geral, utilizáveis, em sistemas de aeronaves. Um é o tipo magnético. Quando flui excessiva corrente, produz-se força eletromagnética suficiente para movimentar uma pequena armadura que dispara o “breaker”.

Um outro tipo é a chave de sobrecarga térmica, que consiste de uma lâmina bimetálica, que, quando sofre descarga de corrente se curva sobre a alavanca da chave provocando sua abertura. A maior parte dos quebra circuitos devem ser religados com a mão. Quando é religado, se as condições de sobrecarga ainda existirem, ele desligar-se-á novamente, prevenindo danos ao circuito.

DISJUNTORES DE CONTROLE REMOTO (RCCB)

Grande parte do peso de uma aeronave deve-se à fiação elétrica de distribuição de energia.

Geralmente, cabos de força vão do gerador aos sistemas individuais e cargas diversas, através de painéis de disjuntores, localizados na cabine de pilotagem. Essa cablagem pode atingir aproximadamente 100 metros, em alguns aviões.

A utilização do RCCB elimina muitos desses pesados cabos, pela sua localização próxima à fonte de força ou carga e pode ser controlado, remotamente da cabine. Por exemplo, num circuito de 75 ou 100 amperes, onde seriam utilizados fios (ou cabos) de bitola 6 ou 4, poderão ser usados fios de bitola 22 (mais leves e mais baratos), a fim de controlar o RCCB da cabine de pilotagem.

A economia de peso significa, também, economia no custo da aeronave.

O RCCB é, basicamente, o casamento de um relé e um disjuntor, que pode ser usado individualmente ou em combinação, dependendo da aplicação. Assim, ele pode ser utilizado como um simples relé, adjacente, à sua carga e remotamente operado, como a maioria dos relés, através de um fio de controle e de um comando diretamente da cabine.

O RCCB também pode ser utilizado como disjuntor, montado adjacente à sua carga ou fonte de força.

A figura 6-82 mostra uma representação simplificada do RCCB.

Para entender-se a sua operação interna examinemos uma parte de cada vez. A figura 6-83 mostra o motor o qual quando energizado (SET ou TRIPPED), resultará na operação típica da armadura.

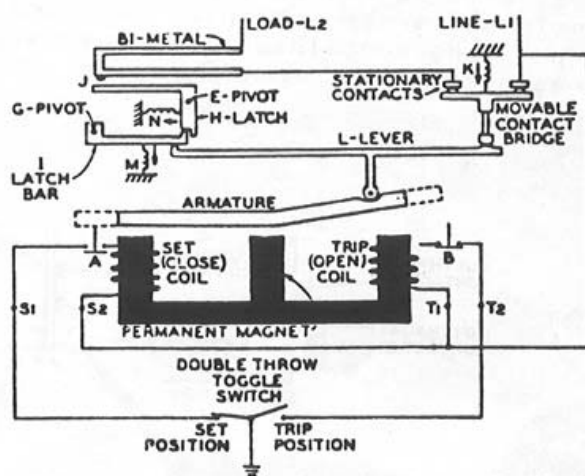


Figura 6-82 Representação simplificada do RCCB

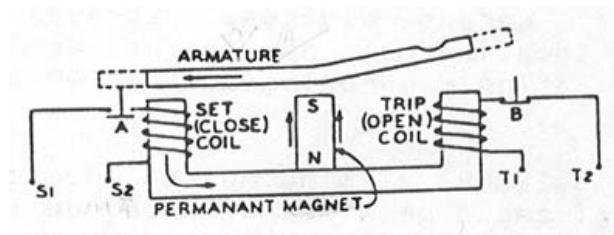


Figura 6-83 Motor do disjuntor

O circuito magnético utiliza um ímã permanente que é também o ponto de apoio e de balanço para a armadura.

Em cada uma das duas extremidades estão instalados eletroímãs (bobinas) cuja finalidade é dar condições de mudança na posição da armadura (*Set* ou *Tripped*).

Na posição SET o fluxo magnético, gerado pelo ímã permanente, passa pela armadura (no sentido da seta indicativa), pela extremidade esquerda do eletroímã e de volta ao ímã permanente.

Quando a bobina T1-T2 é energizada, o fluxo magnético gerado é tal que flui através do ímã permanente, na mesma direção do fluxo gerado por este.

Entretanto, o seu sentido, agora, é através do eletroímã (bobina) da direita, o qual aumenta em magnitude, à medida que a força é aplicada, ao mesmo tempo que o fluxo no eletroímã da esquerda torna-se bem menor.

Isto faz com que a armadura seja atraída para a bobina da direita transferindo os contatos.

O contato B (de ação rápida), em série com a bobina T1-T2, é feito pelo movimento mecânico da armadura.

Na figura 6-83, a linha pontilhada indica a extensão da armadura, o que representa o atuador mecânico dos contatos A e B.

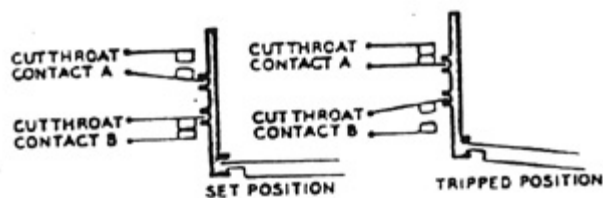


Figura 6-84 Contatos do disjuntor

A abertura do contato B ocorre nos últimos instantes do movimento da armadura após o que, pela força magnética combinada com a inércia do seu movimento, a armadura cola no núcleo da bobina da direita.

Agora o dispositivo encontra-se numa posição estável, na qual observam-se as seguintes condições:

- contato A fechado e contato B aberto;
- a armadura está colada na parte direita do eletroímã (bobina da direita).

Se a bobina S1-S2 for energizada, a armadura voltará à sua posição original, através de um processo idêntico ao descrito, embora em sentido oposto.

Funcionamento do RCCB como relé

Afim de melhor analisar este funcionamento, recorra aos detalhes A e B da figura 6-85.

No detalhe A, o RCCB está na posição SET e, em B, na posição TRIPPED, ou seja, na posição original (atuado).

A rota do circuito é de L2, através do bimetal, para um dos contatos estacionários.

L1 está conectada diretamente ao outro contato estacionário.

A ponte móvel fecha o circuito através de seus contatos.

O movimento da armadura determina a posição dos contatos.

Se a bobina S1-S2 for energizada, de modo que a armadura seja colocada no polo esquerdo (detalhe A) o sistema de ligação fecha os contatos.

Se, ao contrário, a bobina T1-T2 for energizada, a armadura colar-se-á no polo da direita (detalhe B) e os contatos do relé serão abertos, pela força exercida pela mola K.

Note que na operação como relé, o ponto C é fixo, mesmo quando a alavanca L se movimentar, fechando ou abrindo os contatos.

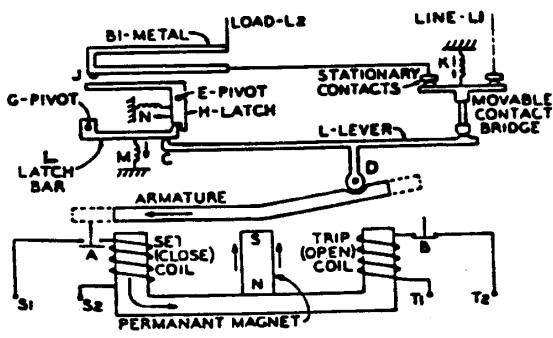


FIGURE A

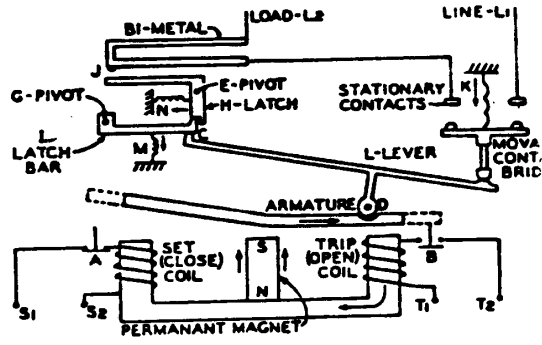


FIGURE B

Figura 6-85 Disjuntor nas posições "SET e "TRIPPED"

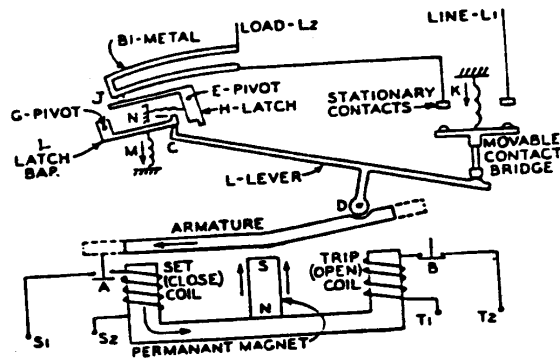


Figura 6-86 Funcionamento do RCCB como relé e como disjuntor

Funcionamento do RCCB como disjuntor

A fim de analisar este funcionamento recorra aos detalhes A e B da figura 6-85 e à figura 6-86

No detalhe A o dispositivo é mostrado na posição de contato fechado, suportando uma determinada corrente. Caso ocorra uma sobrecarga, uma corrente elevada fluirá através de L2, passando pelo bimetálico, contato estacionário, contatos de ponte móvel, outro contato estacionário, saindo para a bobina L1.

Dependendo do valor da sobrecarga, o bimetálico começará a deflexionar-se, até que força o ponto J para baixo movendo o braço H, o qual retira o calço para o ponto C da alavanca L.

Nesta condição, L move-se circularmente para a direita, forçada pela mola K. Esse movimento, em torno de D, desloca o ponto C

para cima, o qual manterá L nessa posição, mesmo que o bimetálico volte ao normal.

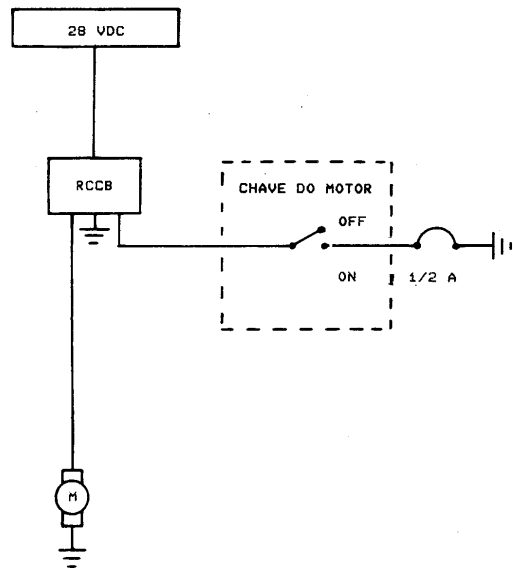


Fig 6-87 Diagrama simplificado usando o RCCB

Para rearmar o dispositivo, será necessário energizar a bobina (T1 – T2) a fim de que L movimente-se e o ponto C, forçado pela mola M, volte ao normal, permitindo que H, forçado pela mola N, também volte à sua posição normal, como um calço para C (tudo isso acontece, supondo que a sobrecarga não mais exista e o bimetálico, em situação normal, não esteja forçando o ponto J para baixo).

Desse modo, o RCCB agiu como um disjuntor, abrindo os contatos entre L2 e L1.

Para reposicionar (fechar) os contatos, basta energizar a bobina (S1-S2) e restabelecer a posição do mecanismo, conforme a figura 6-85A. Caso a sobrecarga permaneça, a ação do bimetálico causará a abertura dos contatos, exatamente como foi descrito.

Interruptores

Um interruptor projetado especificamente deve ser usado em todos os circuitos, onde um mau funcionamento de um interruptor seria perigoso.

Tais interruptores são de construção robusta e possuem capacidade de contato suficiente para interromper, fechar e conduzir continuamente a carga da corrente conectada; o do tipo de ação de mola é geralmente preferido para se obter abertura e fechamento rápidos, sem considerar a velocidade de operação da alavanca, o que, conseqüentemente, diminui o centelhamento dos contatos.

O valor da corrente nominal do interruptor convencional do avião está geralmente estampado no seu alojamento. Este representa o valor da corrente de trabalho com os contatos fechados. Os interruptores devem ter reduzida a capacidade nominal de corrente para os seguintes tipos de circuitos:

Circuitos de Alta-Intensidade Inicial - Os circuitos que possuem lâmpadas incandescentes podem puxar uma corrente inicial 15 vezes maior do que a corrente de trabalho. A queima ou fusão do contato pode ocorrer quando o interruptor for fechado.

Circuitos Indutivos - A energia magnética armazenada nas bobinas dos solenóides ou dos

relés é liberada, e aparece sob forma de arco quando o interruptor de controle for aberto.

Motores - Os motores de corrente contínua puxarão diversas vezes sua corrente nominal de trabalho durante a partida, e a energia magnética armazenada no seu rotor e nas bobinas de campo será liberada quando o interruptor de controle for aberto.

A tabela da figura 6-88 é similar às encontradas para seleção do valor nominal apropriado do interruptor, quando a corrente da carga de trabalho for conhecida. Essa seleção é essencialmente uma redução da capacidade normal de carga para se obter uma razoável vida útil, e eficiência do interruptor.

Os erros prejudiciais na operação do interruptor podem ser evitados por uma instalação consistente e lógica.

VOLTAGEM NOMINAL DO SISTEMA	TIPO DE CARGA	FATOR "DERATING"
4V.C.C	Lâmpada	8
24V.C.C	Indutiva (Relé ou Solenoide)	4
24V.C.C	Resistiva (aquecedor)	2
24V.C.C	Motor	3
12V.C.C	Lâmpada	5
12V.C.C	Indutiva (Relé ou Solenoide)	2
12C.C.C	Resistiva (Aquecedor)	1
12C.C.C	Motor	2

Figura 6-88 Fatores de redução da carga dos interruptores

Os interruptores de duas posições “liga-desliga” devem ser instalados de modo que a posição “liga” seja alcançada movimentando-se a alavanca para cima ou para frente. Quando o interruptor controlar partes móveis do avião, tais como trem de pouso ou flapes, a alavanca deve mover-se no mesmo sentido que o movimento desejado.

A operação acidental de um interruptor pode ser evitada instalando-se uma guarda adequada sobre o mesmo.

Relés

Os relés são usados como interruptores, onde se possa obter redução de peso ou simplificação dos controles elétricos.

Um relé é um interruptor operado eletricamente e, está, portanto, sujeito a falha sob condições de baixa voltagem no sistema. A apresentação anterior sobre os interruptores é geralmente aplicável para os valores de contato dos relés.

SISTEMA DE ILUMINAÇÃO DE AERONAVES

Os sistemas de iluminação de aeronaves fornecem iluminação para uso externo e interno. As luzes da parte externa proporcionam iluminação para tais operações como pousos noturnos, inspeção das formações de gelo e segurança, para evitar colisão das aeronaves em voo. A iluminação interna fornece iluminação para os instrumentos, cabine de comando, cabines e outras seções ocupadas pela tripulação e passageiros.

Certas luzes especiais, tais como luzes indicadoras e de aviso, indicam a situação operacional do equipamento.

Luzes Internas

Cada tipo de aeronave está equipada com sistemas de iluminação interna específicos, quanto a localização, quantidade e tipo de luzes e interruptores. No entanto, conservam um determinado padrão quanto às denominações dos circuitos. De um modo geral os circuitos elétricos são os seguintes:

- Iluminação da cabine de pilotagem
- Iluminação dos painéis e dos instrumentos
- Protetores de mapas
- Iluminação da cabine de passageiros
- Luzes dos sanitários e bagageiros
- Iluminação controlada pelos passageiros
- Luzes de aviso
- Luzes de porta principal e de emergência

Cada sistema é protegido por disjuntores e comandados por interruptores localizados em locais de fácil acesso.

Luzes Externas

As luzes de posição, de anticolisão e de taxi, são exemplos comuns de luzes externas das aeronaves.

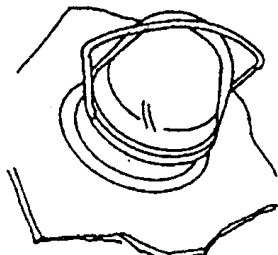
Algumas luzes, tais como as de posição, as de inspeção das asas e as de anticolisão, são necessárias para as operações noturnas.

Luzes de posição - A aeronave que opera à noite deve ser equipada com luzes de posição que se enquadrem nas recomendações mínimas especificadas pelo FAA (Federal Aviation Regulations). Um conjunto de luzes de posição consiste de uma luz vermelha, uma verde e uma branca. As luzes de posição são, às vezes, chamadas de “luzes de navegação”. Em muitos aviões, cada unidade de luz contém uma única lâmpada instalada sobre a superfície do avião (A da figura 6-89)

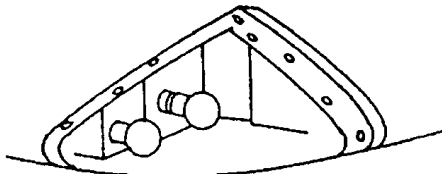
Outros tipos de unidade de luz de posição contêm duas lâmpadas (B da figura 6-89) e, freqüentemente, ficam faceadas com a superfície da estrutura do avião.

A unidade de luz verde é sempre instalada na ponta da asa direita. A unidade de luz vermelha está instalada numa posição semelhante na asa esquerda.

A unidade branca é geralmente instalada no estabilizador vertical numa posição onde seja claramente visível através de um ângulo bem aberto, pela traseira do avião. As lâmpadas da ponta de asa, e as lâmpadas da cauda, são controladas por um interruptor de duas posições na cabine de comando.



A - Luz de posição, da cauda



B - Luz de posição, da ponta da asa

Figura 6-89 luzes de posição

Na posição “atenuado”, o interruptor liga um resistor em série com as lâmpadas. Visto que o resistor reduz o fluxo da corrente, a intensidade da luz é reduzida.

Para aumentar a intensidade da luz, o interruptor é colocado em “brilhante”, a resistência é curto-circuitada, e as lâmpadas brilham intensamente. Em alguns tipos de instalações, um interruptor na cabine de comando permite operação contínua ou pisca-pisca das luzes de posição.

Durante a operação pisca-pisca, um mecanismo é geralmente instalado no circuito da luz de posição.

Ele consiste, essencialmente, de um eixo acionado por um motor elétrico, no qual estão instalados dois cames ou ressaltos e um mecanismo de transferência, constituído de dois braços de platinados e dois parafusos de contato. Um braço de platinado fornece corrente CC ao circuito das luzes de posição de asa, através de um parafuso de contato; e outro abastece o circuito de luz da cauda, através de outro parafuso de contato. Quando o motor gira, ele aciona o eixo de cames através de um conjunto de engrenagens de redução, e faz com que os cames operem o interruptor, o qual abre e fecha circuitos de luz da cauda e asas alternadamente.

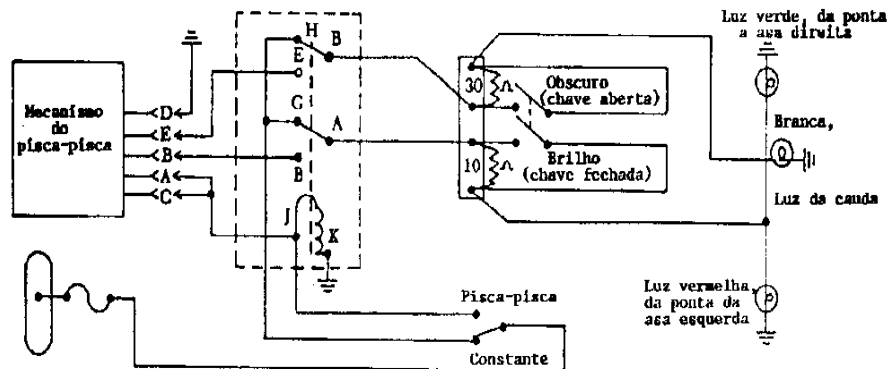


Fig 6-90 Circuito das luzes de posição

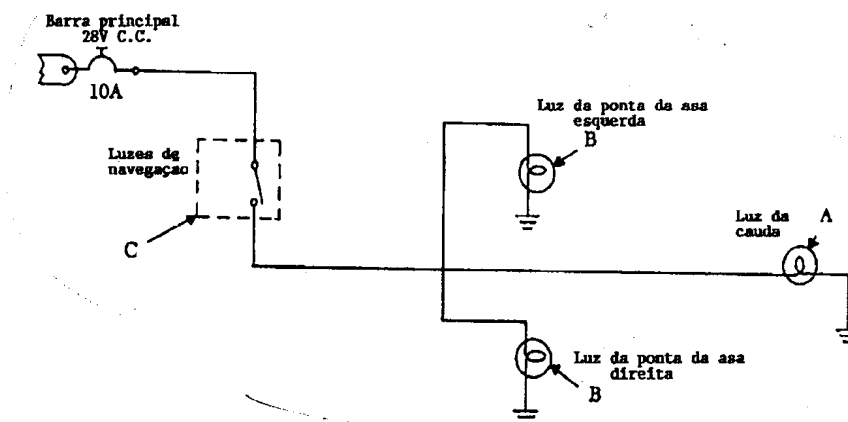


Figura 6-91 Circuito das luzes de posição sem pisca-pisca

A figura 6-90 é um esquema simplificado de um circuito de luzes de posição e a figura 6-91 mostra o diagrama esquemático de um outro tipo de circuito de luzes de posição. O controle das luzes de posição, feito por um único interruptor de duas posições “liga-desliga”, proporciona somente iluminação fixa. Não há pisca-pisca, nem reostato de redução da intensidade.

Há, certamente, muitas variações de circuitos de luz de posição usados em diferentes aviões. Todos os circuitos são protegidos por fusíveis ou disjuntores, e muitos circuitos incluem equipamento de redução da intensidade da luz e de pisca-pisca. Outros circuitos são ligados para energizar um relé especial de redução de intensidade das luzes de aviso, o qual reduz perceptivelmente a intensidade de todas as luzes de posição quando são acesas.

Os aviões de pequeno porte são equipados com um interruptor de controle e circuitos simplificados. Em alguns casos, um botão de controle ou um interruptor é usado para ativar vários conjuntos de luzes; por exemplo, um tipo utiliza um botão de controle cujo primeiro movimento ativa as luzes de posição e as luzes do painel de instrumentos. A rotação seguinte do botão de controle aumenta somente a intensidade das luzes do painel.

Uma unidade pisca-pisca é raramente encontrada no conjunto de luzes de posição de aviões muito leves, mas é usado em aviões bimotores de pequeno porte.

Luzes de anticolisão

Um sistema de luz de anticolisão pode consistir de uma ou mais luzes. Elas são feixes de luz móvel, que se acham instaladas no topo da fuselagem ou na cauda, numa localização tal, que a luz não afeta a visão dos tripulantes nem diminuirá a visibilidade das luzes de posição. Em alguns casos, uma das luzes fica instalada no ventre da fuselagem.

O meio mais simples de instalar uma luz de anticolisão é fixá-la a um painel reforçado de revestimento da fuselagem, como apresentado na figura 6-92

Uma luz de anticolisão acha-se freqüentemente instala no topo do estabilizador vertical, se a seção transversal do estabilizador for

suficientemente grande para acomodar a instalação, e se as características de vibração e ondulação não forem adversamente afetadas.

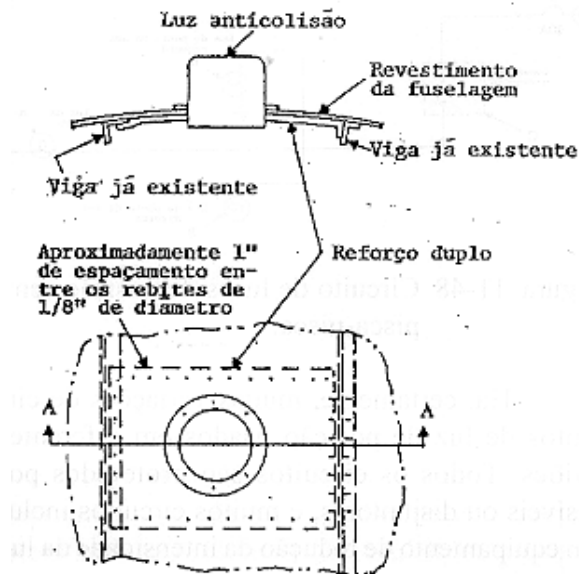


Figura 6-92 Instalação típica da luz de anticolisão num painel de revestimento não pressurizado

Tais instalações devem ser localizadas próximo de uma longarina, acrescentando-se falsas nervuras de acordo com a necessidade para reforçar a estrutura junto à luz.

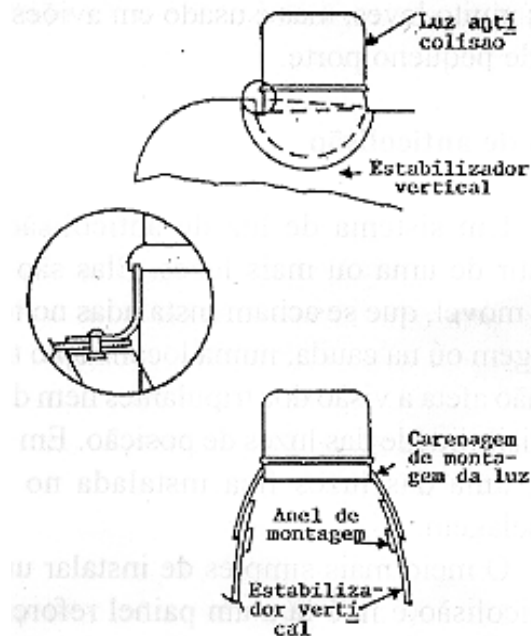


Figura 6-93 Instalação típica de luz de anticolisão no estabilizador vertical.

Uma unidade de luz de anticolisão consiste geralmente de uma ou duas luzes rotativas operadas por um motor elétrico.

A luz pode ser fixa, mas instalada sob espelhos giratórios dentro de uma proteção de vidro vermelho saliente. Os espelhos giram num arco e a razão do pisca-pisca das luzes está entre 40 e 100 ciclos por minuto (ver a figura 6-94).

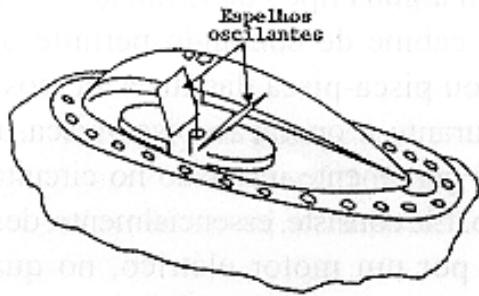


Figura 6-94 Luz de anticolisão

A luz de anticolisão é uma luz de segurança para alertar outro avião, principalmente em áreas congestionadas.

Luzes de Pouso

As luzes de pouso acham-se instaladas no avião para iluminar as pistas durante os pousos noturnos. Essas luzes são muito fortes, e são direcionadas por um refletor parabólico num ângulo que proporciona uma alcance máximo de iluminação.

As luzes de pouso geralmente estão localizadas na parte mediana do bordo de ataque de cada asa, ou faceadas na superfície do avião. Cada luz pode ser controlada por um relé, ou pode ser ligada diretamente no circuito elétrico.

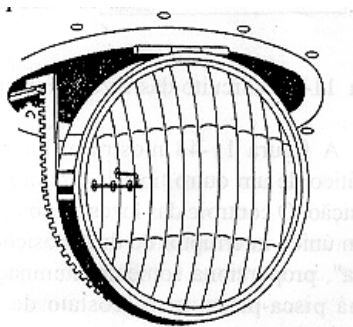


Figura 6-95 Luz de pouso retrátil

Conforme mostra a figura 6-96, o tipo de luz de pouso retrátil possui um motor reversível.

Sabendo-se que o gelo nas lentes das lâmpadas reduz a qualidade de iluminação das mesmas, algumas instalações utilizam lâmpadas de pouso retráteis (figura 6-95). Quando as lâmpadas não estão em uso, um motor as retrai para receptáculos existentes na asa, onde as lentes não ficam expostas ao ar.

Dois dos terminais do enrolamento de campo estão conectados aos dois terminais externos do interruptor de controle do motor, através dos pontos de contato C e D; enquanto o terminal central conecta a uma das duas escovas do motor.

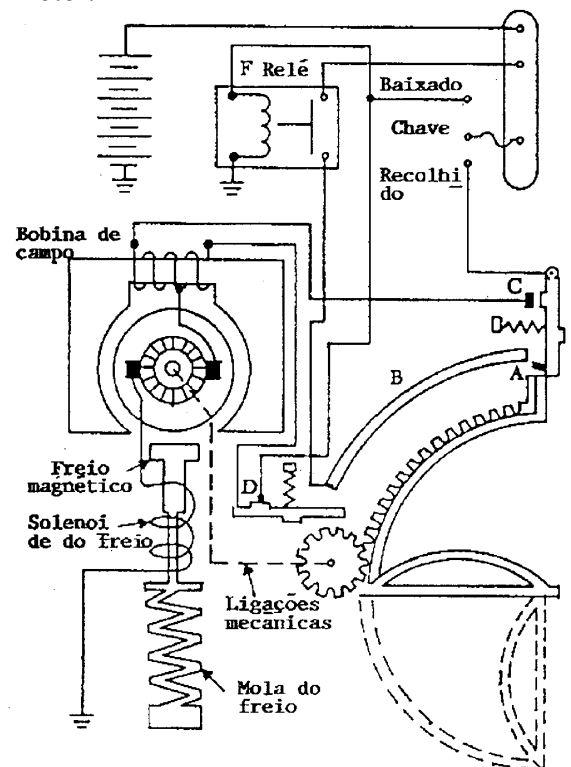


Fig. 6-96 Circuito e mecanismo da luz de pouso

As escovas ligam o motor e o solenóide do freio magnético com o circuito elétrico. Os pontos de contatos C são mantidos abertos pelo quadrante dentado do mecanismo da lâmpada. Os pontos de contato D são mantidos fechados pela tensão da mola à direita dos contatos. Isto é um arranjo típico de um circuito de lâmpada de pouso quando a lâmpada está retraída e o interruptor de controle está na posição desligado.

Nenhuma corrente flui no circuito e, nem o motor nem a lâmpada podem ser energizados.

Quando o interruptor de controle for colocado na posição superior, ou “estender” (figura 6-96), a corrente da bateria fluirá através dos contatos fechados do interruptor, dos contatos fechados do contato D, do terminal central do enrolamento de campo, e do próprio motor.

A corrente através do circuito do motor, energiza o solenóide do freio, que afasta a sapata do freio do eixo do motor, permitindo que o motor gire e baixe o mecanismo da lâmpada.

Depois que o mecanismo da lâmpada se desloca cerca de 10°, o contato A é ligado e desliza ao longo da barra de cobre B.

Neste meio tempo, o relé F é energizado e seu contato se fecha. Isto permite que a corrente flua através da barra de cobre B, do contato A, e da lâmpada.

Quando o mecanismo da lâmpada estiver completamente abaixado, a saliência no topo do quadrante dentado afastará os contatos D, abrirá o circuito do motor, e fará com que o solenóide do freio desenergizado se solte.

O freio é forçado contra o eixo do motor pela mola, parando o motor e completando a operação de arriamento.

Para retrain a luz de pouso, o interruptor de controle é colocado na posição “retrain” (figura 6-96).

Os circuitos do motor e do freio são completados através dos pontos de contato C, visto que estes contatos estarão fechados quando o quadrante dentado estiver arriado. Esta ação completa o circuito, libera o freio, aciona o motor (desta vez no sentido oposto) e o mecanismo da luz de pouso é retraído.

Visto que a ligação para retrain interrompe o circuito do relé F, os contatos do relé abrem-se, desligando a barra de cobre e provocando o apagamento da luz de pouso.

Quando o mecanismo estiver completamente retraído, os pontos de contato C e o circuito para o motor serão interrompidos novamente, o freio aplicado; e o motor parado.

Em alguns aviões são empregadas luzes de pouso retráteis que podem permanecer distendidas em qualquer ponto de sua extensão.

As luzes de pouso usadas nos aviões de alta velocidade são geralmente equipadas com um sensor de velocidade, que evita a extensão das luzes de pouso em velocidades excessivas.

Tais sensores também provocam a retração das luzes de pouso se o avião exceder uma velocidade pré-determinada.

A maioria dos aviões de grande porte são equipados com quatro luzes de pouso, das quais duas são fixas e duas são retráteis. As luzes fixas acham-se geralmente localizadas nas áreas da raiz da asa ou junto a parte externa da fuselagem, no bordo de ataque de cada asa. As duas luzes retráteis acham-se geralmente localizadas na superfície externa inferior de cada asa e, são, normalmente, controladas por interruptores distintos.

Em alguns aviões, a luz fixa acha-se instalada numa área com a luz de táxi, como apresenta a figura 6-97.

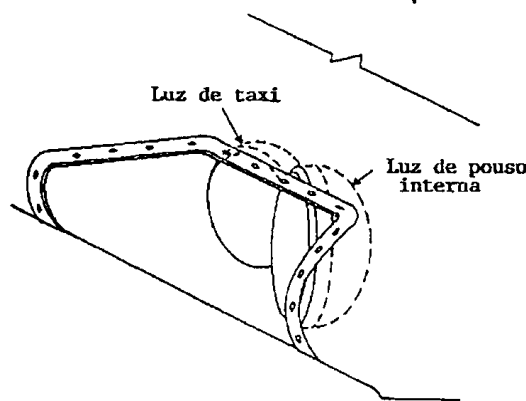


Figura 6.97 Luz de pouso fixa e luz de taxi

Luzes de Táxi

As luzes de táxi têm como finalidade fornecer iluminação no solo durante o reboque do avião, na pista de táxi, na pista de pouso e decolagem, ou no hangar.

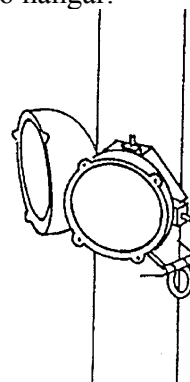


Figura 6-98 Luzes de taxi instaladas na parte fixa do trem de nariz

As luzes de táxi não são apropriadas para fornecer o grau de iluminação necessária como as luzes de pouso; as luzes de táxi de 150 a 250 watts são usadas na maioria dos aviões de porte médio e grande. Nos aviões com trem de pouso triciclo, as luzes de táxi (única ou dupla) acham-se instaladas na parte não direcional do trem de pouso no nariz. Como mostra a figura 6-98, elas estão posicionadas em ângulos oblíquos com a linha central do avião, para fornecer iluminação diretamente, em frente do avião, e ainda alguma iluminação à direita e à esquerda do mesmo. As luzes de táxi são montadas também em áreas de recesso do bordo de ataque da asa, sempre na mesma área com uma luz de pouso fixa.

Muitos aviões de pequeno porte são equipados com qualquer tipo de luz de táxi, mas o uso intermitente de uma luz de pouso é essencial para iluminar durante as operações de taxiamento.

Ainda, outros aviões utilizam um resistor redutor de intensidade no circuito de luz de pouso para fornecer iluminação reduzida durante o taxiamento. Um circuito típico com luzes de táxi duplas é mostrado na figura 6-99

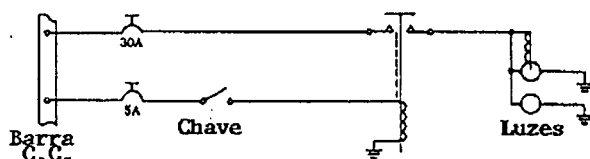


Figura 6-99 Circuito típico de luz de taxi

Alguns aviões de grande porte são equipados com luzes de táxi alternativas localizadas na superfície inferior do avião, atrás do radome do nariz. Essas luzes, operadas por um interruptor separado das luzes principais de táxi, iluminam a área imediatamente na frente e abaixo do nariz do avião.

Luzes de Inspeção das Asas

Algumas aeronaves são equipadas com luzes de inspeção da asa para o bordo de ataque das asas, e para permitir a observação de formação de gelo e condição geral destas áreas em vôo.

Em alguns aviões, o sistema de luz de inspeção da asa (também chamada de luzes de gelo da asa) consiste de uma luz de 100 watts

faciada no lado externo de cada nacele à frente da asa.

Essas luzes permitem a detecção visual da formação de gelo nos bordos de ataque da asa durante o vôo noturno. Elas também são usadas freqüentemente como projetores durante os serviços gerais no solo. Geralmente, são controladas por um relé através de um interruptor de alavanca liga-desliga na cabine de comando.

Alguns sistemas de luz de inspeção da asa podem incluir ou serem suplementados por luzes adicionais, algumas vezes chamadas de luzes da nacele, que iluminam áreas adjacentes, tais como os flapes de capota ou o trem de pouso. Estas são normalmente do mesmo tipo de luzes, e podem ser controladas pelos mesmos circuitos.

INSPEÇÃO E MANUTENÇÃO DOS SISTEMAS DE ILUMINAÇÃO

Procedimentos

A inspeção dos sistemas de iluminação do avião normalmente consiste em checar a condição e a segurança de toda fiação visível, conexões, terminais, fusíveis e interruptores. Uma lâmpada de continuidade ou um medidor pode ser usado para executar estes testes, visto que a causa de muitas panes pode sempre ser localizada por testes sistemáticos de continuidade de cada circuito.

Todas as lentes e refletores das luzes devem ser mantidos limpos e polidos. Os refletores nebulosos são geralmente provocados por entrada de ar ao redor das lentes.

A condição do composto selante ao redor da moldura das luzes de posição deve ser inspecionada regularmente. Os vazamentos ou fendas devem ser reparados com um composto selante apropriado.

Toma-se todo cuidado ao instalar uma lâmpada nova num conjunto de luz, visto que muitas lâmpadas se adaptam numa única posição do soquete, e um esforço excessivo pode provocar um circuito aberto ou incompleto no soquete.

O teste do circuito, comumente conhecido como pesquisa de pane, é uma maneira sistemática de localizar as falhas de um sistema elétrico. Essas falhas são geralmente de três tipos:

- 1 - Circuitos abertos, nos quais os fios estão quebrados.
- 2 - Curtos-circuitos, nos quais os fios em curto fazem com que a corrente retorne à massa indevidamente.
- 3 - Baixa voltagem nos circuitos faz com que as luzes acendam fracamente, e os réles vibrem. As panes elétricas podem ocorrer na unidade ou na fiação. Se panes como estas forem cuidadosamente analisadas, e as providências sistemáticas forem tomadas para localizá-las, não apenas muito tempo e energia poderão ser poupados, como também poderão ser evitados danos aos dispendiosos equipamentos de teste.

O equipamento geralmente usado nos testes dos circuitos de iluminação do avião consiste de um voltímetro, uma lâmpada de teste, um medidor de continuidade e um ohmímetro.

Embora qualquer modelo de voltímetro CC, com fios flexíveis e pontas de teste, seja satisfatório para testar os circuitos; geralmente são usados os voltímetros portáteis especialmente projetados para teste.

A lâmpada de teste consiste de uma luz de avião de baixa voltagem. Dois fios são usados com essa luz.

Os medidores de continuidade variam entre si. Um tipo consiste de uma pequena lâmpada conectada em série com duas pilhas pequenas (as pilhas de lanterna são bem adequadas) e duas

pontas (ver o detalhe A da figura 6-100). Um outro tipo de medidor de continuidade contém duas baterias conectadas em série com um voltímetro CC e duas pontas de teste.

Um circuito completo será registrado pelo voltímetro.

Sempre que o gerador ou a bateria estiver disponível, o voltímetro e a lâmpada de teste poderão ser usados no teste do circuito, visto que estas fontes de energia ativarão a lâmpada de teste e o voltímetro.

Se nenhuma força elétrica estiver disponível (o circuito está morto), então o medidor de continuidade será usado. As pilhas contidas no medidor provocam o fluxo de corrente através do circuito, fazendo com que o medidor de continuidade indique quando o circuito em teste está perfeito.

Ao se usar o medidor de continuidade, o circuito em teste deve sempre ser isolado dos outros circuitos, retirando-se o fusível,. Abrindo-se o interruptor ou desligando-se os fios.

A figura 6-100 ilustra técnicas que podem ser usadas na verificação dos circuitos. O medidor de continuidade contém uma lâmpada que serve como indicador.

Quando as pontas de teste entram em contato, um circuito completo é criado e a luz indicadora acende.

Quando as pontas entram em contato com o resistor, ou outro elemento do circuito, como mostrado na figura 6-100, a luz não acenderá, indicando que o circuito em teste está aberto.

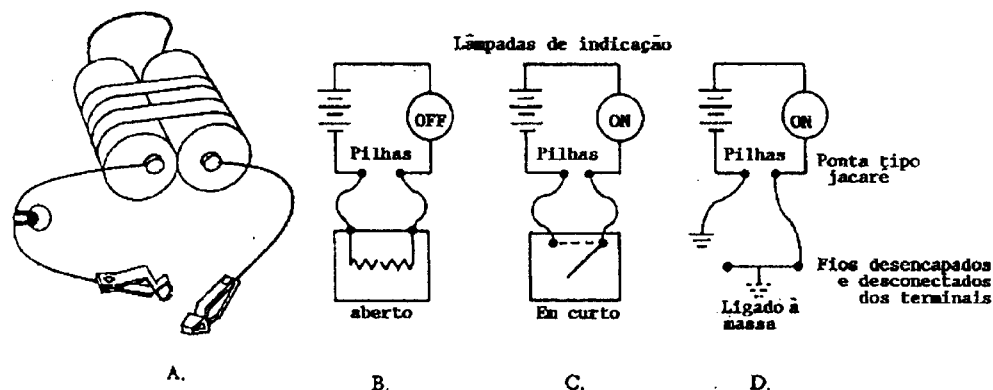


Fig 6-100 Teste com um medidor de continuidade

Para que o teste de circuito aberto seja conclusivo, têm-se a certeza de que a resistência da unidade testada é suficientemente baixa para permitir que a lâmpada acenda. Num teste onde a

resistência é muito alta, geralmente maior do que 10 ohms, liga-se um voltímetro no circuito em substituição a lâmpada. Se o ponteiro do voltímetro não deflexionar, o circuito aberto está

confirmado. O teste para curtos-circuitos (da figura 6-100) mostra o medidor de continuidade ligado nos terminais de um interruptor na posição desligado. Se a lâmpada do medidor acender, haverá um curto-circuito no interruptor.

Para verificar se há um fio em curto para a massa, em algum ponto entre seus terminais, desconeta-se o fio em cada extremidade, e liga-se um CLIP jacaré no fio em uma extremidade, e outro CLIP do medidor à massa (D da figura 6-100). Se o fio estiver em curto, a lâmpada acenderá. Para localizar a ligação à massa, são feitos testes por seções em direção a outra extremidade. A iluminação da lâmpada indicará a seção do fio em que está ligada à massa.

O ohmímetro, embora construído basicamente para medir resistência, é útil para testar continuidade.

Com um ohmímetro, a resistência de um circuito de iluminação pode ser determinada diretamente pela escala. Visto que um circuito aberto possui resistência infinita, uma leitura zero no ohmímetro usa pilha como fonte de voltagem. Há resistores fixos, com valores tais que, quando as pontas de testes são curto-circuitadas, o medidor registrará a escala completa.

O resistor variável, em paralelo com o medidor, e os resistores fixos compensam as variações de voltagem na pilha. O resistor variável fornece um ajuste zero no medidor do painel de controle.

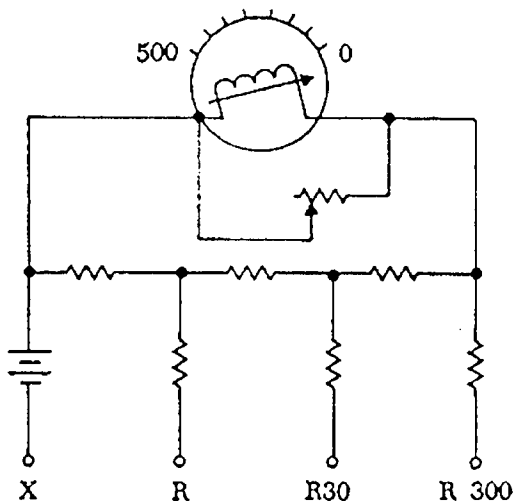


Figura 6-101 Circuito interno típico de um ohmímetro

No medidor pode haver diversas escalas, tornadas possíveis por diversos valores de resistência e voltagem da bateria.

A escala desejada é selecionada por um seletor no mostrador do ohmímetro.

Cada escala registra resistências baixas na extremidade superior. Quanto maior for a resistência indicada num circuito, menor será a deflexão do indicador na escala.

Quando se utiliza um ohmímetro para verificar a continuidade, liga-se as pontas em série com o circuito. Uma leitura de zero ohm indica continuidade do circuito. Para se checar a resistência, deve ser escolhida uma escala que incorpore a resistência do elemento a ser medido. Em geral, deve ser selecionada uma escala na qual a leitura caia na metade superior da mesma. Curto-circuite as pontas e ajuste o medidor para registrar zero ohm pelo ajuste zero.

Se for feita uma mudança de escala a qualquer momento, devemos lembrar de reajustar o medidor para zero ohm. Quando os testes do circuito com o ohmímetro são feitos, não devemos tentar checar a continuidade ou medir a resistência de um circuito, enquanto ele estiver ligado a uma fonte de voltagem.

Desconectamos uma das extremidades de um elemento quando medirmos a resistência, de modo que o ohmímetro não registrará a resistência de circuitos paralelos.

O resumo, que se segue, de teste de continuidade dos circuitos de iluminação é recomendado, usando-se tanto um ohmímetro como qualquer tipo de medidor de continuidade:

- 1 - Inspeccionar o fusível ou o disjuntor. Verificar se ele é o correto para o circuito a ser testado.
- 2 - Inspeccionar a unidade elétrica (lâmpada).
- 3 - Se o fusível, o disjuntor e a lâmpada estiverem em boas condições, verificar o ponto mais acessível quanto à abertura ou curto no circuito.
- 4 - Nunca tentar adivinhar. Sempre localizar a pane no fio positivo de um circuito, na unidade operacional ou no fio negativo, antes de retirar qualquer equipamento ou fios.

Um voltímetro, com cabos flexíveis longos, fornece um método satisfatório e diferente de inspecionar a continuidade da fiação do sistema de iluminação num avião. A voltagem a ser testada pelo voltímetro é fornecida pela bateria do avião.

Os procedimentos seguintes indicam as etapas para inspeção da continuidade por um voltímetro, num circuito que consiste de uma bateria de 24 volts, um fusível, um interruptor e uma luz de pouso:

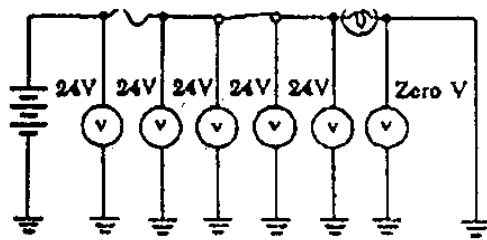
1 - Desenhar um diagrama simples da fiação do circuito a ser testado, como mostra a figura 6-102.

2 - Testar o fusível, pondo em contato a ponta positiva do voltímetro com a extremidade da carga do fusível, e a ponta negativa com a massa. Se o fusível estiver bom, haverá uma indicação no voltímetro. Se ele estiver queimado, deverá ser substituído. Se ele queimar novamente,

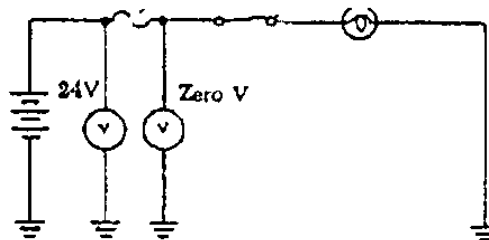
o circuito está em curto com a massa. Verificar se o curto está na lâmpada, retirando o conector e substituindo o fusível; se ele queimar, o curto estará na linha. Entretanto, se desta vez, o fusível não queimar, o curto estará na lâmpada.

3 - Se o fusível estiver bom, o circuito estará aberto. Então, com a negativa do voltímetro ligado à massa, tocar a ponta positiva de ponto a ponto do circuito, seguindo o diagrama como guia. Testar cada junção do fio. A primeira leitura zero no voltímetro indica que há um circuito aberto entre o último ponto, na qual a voltagem era normal e o ponto da primeira leitura zero.

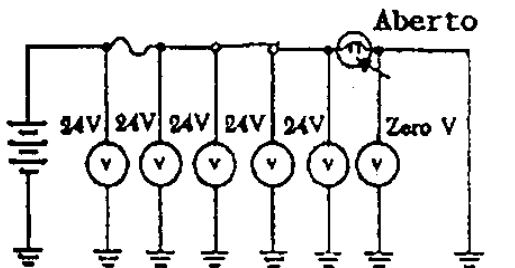
Na ilustração da figura 6-102, os circuitos abertos são causados por fusível aberto, filamento de lâmpada aberto e uma ligação de lâmpada para massa interrompida



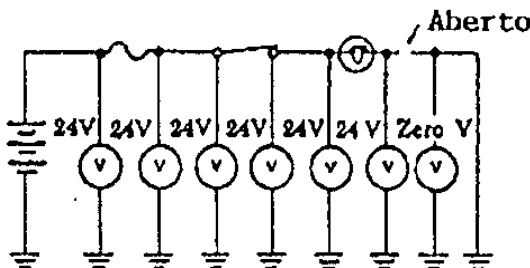
Luz acesa - leitura normal



Luz apagada - fusível aberto



Luz apagada - lâmpada queimada



Luz apagada - ligação à massa interrompida

Figura. 6-102 Teste de continuidade com um voltímetro

BATERIAS

Produção de Eletricidade por Meio de Reação Química

Se dois elementos condutores diferentes forem imersos em uma solução que os possa

atacar quimicamente, desenvolver-se-á uma pressão elétrica denominada tensão elétrica. Se os elementos forem ligados externamente, uma corrente elétrica circulará por eles e, simultaneamente, dar-se-á uma transformação química em um dos elementos, pelo menos.

Deste modo, um elemento simples de bateria pode ser constituído de duas placas de metais diferentes, isoladas eletricamente, e elementos pertencem a duas classes: primária e secundária. Na figura 6-103 está representado, graficamente, um elemento simples de bateria.

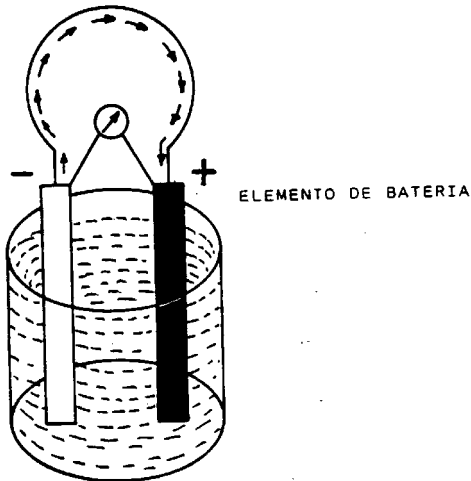


Figura 6-103 Elemento simples de bateria

Pilhas Primárias

As pilhas primárias, tais como a pilha seca comum ou pilha de lanterna, transformam a energia química em elétrica. São caracterizadas por não possuírem ação química reversível; uma vez descarregadas, tornam-se imprestáveis. Suas placas são constituídas de zinco (negativa) e carbono (positiva); seu eletrólito é constituído de uma solução de cloreto de amônia, no estado pastoso. Por conveniência, a placa de zinco é confeccionada no formato de um recipiente e a placa de carbono fica localizada no centro, tendo em sua volta o eletrólito.

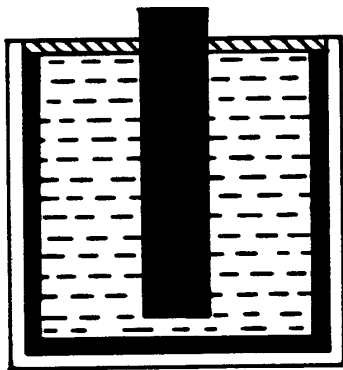


Figura 6-104 Pilha primária

Quando este elemento é descarregado, o zinco reage com o eletrólito, formando um sal de zinco. Este processo não é reversível e quando o elemento está descarregado não pode ser carregado outra vez. Este tipo de pilha está representado na figura 6-104.

Pilhas Secundárias

As pilhas secundárias diferem das pilhas primárias pelos tipos de suas placas, seu eletrólito e por possuir ação química reversível. Estes acumuladores, quando descarregados, recarregam-se pela passagem de uma corrente elétrica contínua ou pulsativa unidirecional através de suas placas, por meio de um aparelho de carga, na direção oposta à da descarga; isto reintegra as placas e o eletrólito em sua forma original, de sorte que o acumulador volta a sua denominação e ciclo.

Cada vez que se completa um ciclo, as placas desgastam um pouco, desprendendo-se uma quantidade de material ativo, de sorte que o elemento perde um pouco de sua capacidade. De 50 a 200 ciclos completos de descarga e carga, é geralmente tudo quanto suporta um acumulador; daí em diante, ou trocam-se seus elementos ou condensa-se o acumulador. Se o acumulador estiver apenas parcialmente descarregado em cada ciclo, o número de ciclos será aumentado. As baterias de automóveis e as de aeronaves são exemplos de pilhas secundárias.

BATERIAS CHUMBO-ÁCIDO

A bateria de aeronave consiste de um grupo de pilhas ou células secundárias, constituídas de placas de chumbo (negativas), peróxido de chumbo (positivas) e um eletrólito composto de 25% de ácido sulfúrico (H_2SO_4) e 75% de água destilada (H_2O). Quando a bateria está carregada a densidade do eletrólito é de $1,275$ a $1,300g/cm^3$.

Quando os elementos se descarregam, o ácido sulfúrico reage sobre ambas as placas, formando sulfato de chumbo; isto deixa uma solução muito fraca, com densidade de $1,100g/cm^3$ a $1,150g/cm^3$ (bateria descarregada), em virtude de parte do ácido ter-se unido às placas. Se a descarga for continuada, os materiais ativos, tanto nas placas positivas como nas negativas, tornam-se tensão entre elas, desta

forma a bateria estará completamente descarregada. Quando a bateria é novamente carregada, o ácido existente nas placas, sob a forma de sulfato de chumbo, transforma-se novamente em ácido sulfúrico e, misturando-se com a solução fraca, aumenta, o seu grau de concentração. Ao mesmo tempo, as placas são reintegradas no seu estado primitivo.

Quando todo o ácido estiver fora das placas, a bateria está completamente carregada; portanto, a densidade do eletrólito é um índice do estado de carga de uma bateria e a capacidade de uma bateria depende da quantidade do material disponível para a reação química.

Elementos de uma Bateria

Um elemento de uma bateria é constituído por um grupo de placas positivas e negativas, mergulhadas em uma solução de ácido sulfúrico e isoladas por meio de separadores colocados entre elas.

A tensão nominal de um elemento é de 2 volts. Os bujões de respiro são de borracha dura, com orifícios pequenos, para permitir o escoamento dos gases que se formam durante a reação química.

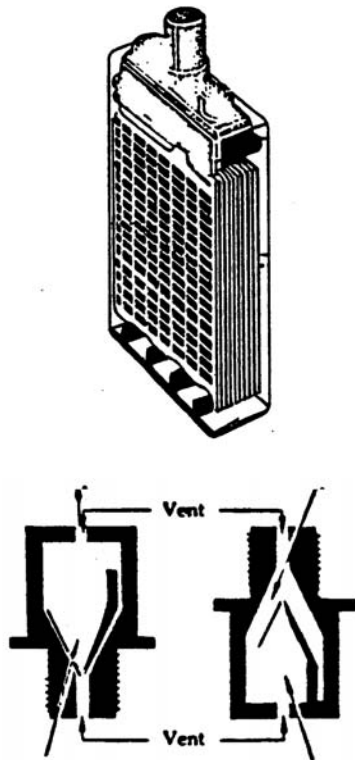


Figura 6-105 Grupo de placas e bujões de respiro

Verificação da Densidade

As leituras da densidade devem ser feitas semanalmente, com o auxílio de densímetro e corrigidas de acordo com a temperatura, conforme a figura 6-115.

°C	
60,5	-----24
55	-----20
48,9	-----16
43,3	-----12
37,8	-----08

32,2	----- não é necessária
26,7	----- nenhuma correção
21,1	-----

15,6	-----08
10,0	-----12
04,4	-----16
-06,7	-----24
-12,2	-----28
-17,8	-----32
-23,3	-----36
-28,9	-----40
-34,4	-----44

Figura 6-115 Tabela de correção da leitura da densidade

Preparação do Eletrólito

O eletrólito, para baterias chumbo-ácido, é uma solução constituída de 75% de água destilada e 25% de ácido sulfúrico. O ácido sulfúrico pode provocar queimaduras dolorosas se atingir qualquer parte do corpo.

Assim sendo, o pessoal encarregado de manusear e misturar o eletrólito deve ter muito cuidado, para que sejam evitados perigos desta natureza e usar óculos protetores, aventais de borracha, luvas e sapatos ou galochas de borracha.

Quando o ácido sulfúrico e a água são misturados para se obter o eletrólito, o calor é produzido quimicamente durante este processo, o qual eleva a temperatura da mistura resultante; portanto, na mistura do eletrólito, sempre adicionar o ácido na água vagorosamente e agitar lentamente, até obter uma mistura homogênea.

Nunca se deve adicionar água no ácido, uma vez que o calor pode ser produzido tão rapidamente que o ácido poderá respingar o operador.

O recipiente deve ser de vidro, louça, madeira revestida de chumbo, ou um vaso similar, que seja resistente ao ácido sulfúrico e possa suportar o calor desprendido pela mistura.

Deixe que o eletrólito esfrie, abaixo de 32,2°C, antes de ser utilizado; a solução poderá ser sifonada para dentro do acumulador, por meio de um tubo de borracha de pequeno diâmetro ou, então, poderá ser posta por meio de uma seringa. Não deixe que o nível do líquido exceda de 3/8" acima do protetor existente sobre o topo dos separadores.

O neutralizante do ácido sulfúrico é o bicarbonato de sódio.

Preparação da bateria para carga

- a) Limpar os lados da caixa e a face superior da bateria com o auxílio de uma mangueira e bastante água; usar uma solução bicarbonato de sódio, a fim de remover qualquer corrosão que possa existir nos bornes e inspecionar o estado físico da bateria.
- b) Remover os bujões de enchimento e inspecionar a bateria, internamente; se o nível do eletrólito estiver baixo, completar com água destilada. Enquanto as baterias estiverem em carga, os bujões de respiro poderão ser desatarraxados, porém, deixados sobre as aberturas de enchimento dos acumuladores a fim de evitar o salpico do eletrólito e a formação de gases, bem como a penetração de qualquer matéria estranha na bateria.

Equipamento para Carga

As baterias podem ser carregadas, somente com corrente contínua ou pulsativa unidirecional; se houver disponível somente corrente alternada, a mesma deve ser convertida em pulsativa unidirecional, por meio de retificadores.

Existem dois processos para carga: carga em paralelo à tensão constante e carga em série à corrente constante. A carga em paralelo à tensão

constante usa um grupo motogerador. A carga em série à corrente constante utiliza retificadores à válvula ou metálico; são os mais usados para este tipo de carga. O tunga é provido de controle para a ajustagem dos diversos regimes de carga, que é controlada através de um amperímetro que mede a corrente.

A corrente de carga pode ser regulada com pequenos degraus até um máximo de 6 amperes.

Os acumuladores podem ser carregados com a carga lenta ou carga rápida; a carga lenta vai de 2 a 4 amperes e a carga rápida de 4 a 6 ampères.

As ligações para este tipo de carregador estão indicadas na figura 6-107. Quando se deseja carregar baterias de tensão diferente, como, por exemplo, quatro de 24v e uma de 12v para melhor aproveitamento, devemos ligar as quatro de mesma tensão em paralelo, duas a duas, ligando-as, em seguida, em série com a de menor tensão.

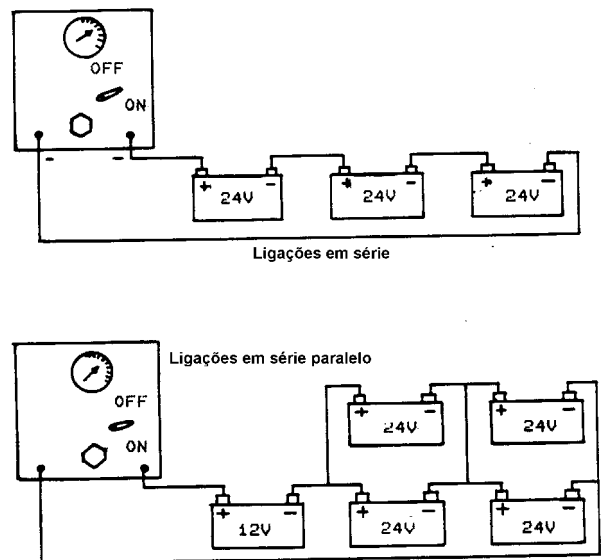


Figura 6-107 Ligações para carga de baterias

Autodescarga

As reações químicas, que produzem o fluxo de corrente elétrica, podem continuar, mesmo que não se esteja retirando corrente alguma da bateria.

A reação química, entre o material ativo das placas e o ácido sulfúrico do eletrólito, dá-se mais ou menos rapidamente, dependendo da quantidade de corrente que está sendo utilizada; todavia, quando a bateria está desligada do circuito, de sorte que não se esteja retirando

corrente alguma da mesma, as atividades químicas continuam, se bem que numa razão muito mais baixa. Isto produz o que se conhece por autodescarga. Esta autodescarga dá-se vagarosamente em baixas temperaturas; porém, rapidamente em temperaturas elevadas, por causa do fato de todas as reações químicas serem aceleradas pelas altas temperaturas.

Uma bateria completa ou parcialmente carregada, submetida a uma temperatura de 17°C, experimenta muito pouca autodescarga, em um período de dois a três meses enquanto que uma bateria totalmente carregada, submetida a uma temperatura de 50°C, pode descarregar-se completamente, dentro de uma semana.

Remoção da Bateria

Para remover uma bateria do avião, o cuidado principal que devemos ter é o de desligar sempre, em primeiro lugar, o cabo ligado à massa do avião, pois assim, evitaremos futuros curto-circuitos, depois devemos segurar a bateria com cuidado, para evitar que a mesma caia e derrame o eletrólito.

BATERIAS ALCALINAS

As baterias alcalinas foram desenvolvidas mais recentemente que as de chumbo-ácido. Dois tipos são usados atualmente: níquel-cádmio e prata-zinco, ambos com eletrólito alcalino de hidróxido de potássio (KOH).

BATERIA DE NÍQUEL-CÁDMIO

Em uma bateria de níquel-cádmio o eletrólito é uma solução de água destilada e hidróxido de potássio (KOH – POTASSA CÁUSTICA).

O eletrólito somente é empregado como condutor e não reaciona com as placas como fazem as baterias de chumbo-ácidas.

O estado da carga de uma bateria deste tipo não é determinado facilmente por uma leitura de gravidade específica, já que não havendo reação de placas com eletrólito, este não se altera de modo apreciável.

As placas negativas são de óxido de cádmio e as positivas de óxido de níquel, isoladas por placas de nylon e fibra.

Durante a carga, todo o oxigênio é expulso das placas negativas só restando o cádmio. O oxigênio expulso das placas negativas é recolhido pelas positivas, para formar o bióxido de níquel. Até o final do processo de carga, o eletrólito desprenderá gases devido à eletrólise que tem lugar no mesmo.

Uma pequena quantidade de gases é necessária para carregar completamente a bateria. Portanto esta perderá algo de água. Durante a descarga ocorrerá uma ação química inversa. As placas negativas recuperam gradualmente o oxigênio, na mesma proporção que as positivas o perdem.

Devido ao intercâmbio de oxigênio, a energia química das placas se converte em energia elétrica e o eletrólito é absorvido pelas placas.

Por esta razão o nível de eletrólito deve ser verificado com a bateria completamente carregada.

O estado da carga da bateria será verificado, portanto, medindo-se o nível do eletrólito, já que os outros métodos utilizados em baterias de chumbo-ácido como: densidade do eletrólito e tensão entre elementos, não são aplicáveis, pois o eletrólito não reaciona com as placas, e a tensão, praticamente, permanece constante mesmo com a bateria descarregada.

Capacidade da Bateria

Nas baterias de aviões um dado muito importante é a sua capacidade, é o mesmo que dizer, a quantidade total de energia que pode ser fornecida até que a tensão nos bornes caia a um valor mínimo aceitável.

Também é possível definir a capacidade como a quantidade de horas que pode alimentar um sistema elétrico que consome uma certa intensidade.

A unidade utilizada é o ampère-hora (Ah) e a capacidade se expressa em “Ah”, que é o número resultante da multiplicação da intensidade de descarga pelo número de horas que pode ser mantida até descarregar-se.

Por exemplo uma bateria de 100 Ah regimentada em 8 horas pode entregar 12,5 A continuamente durante 8 horas. A capacidade de uma bateria

depende da temperatura e do regime de descarga. Em temperaturas muito baixas, a capacidade diminui devido à lentidão das reações.

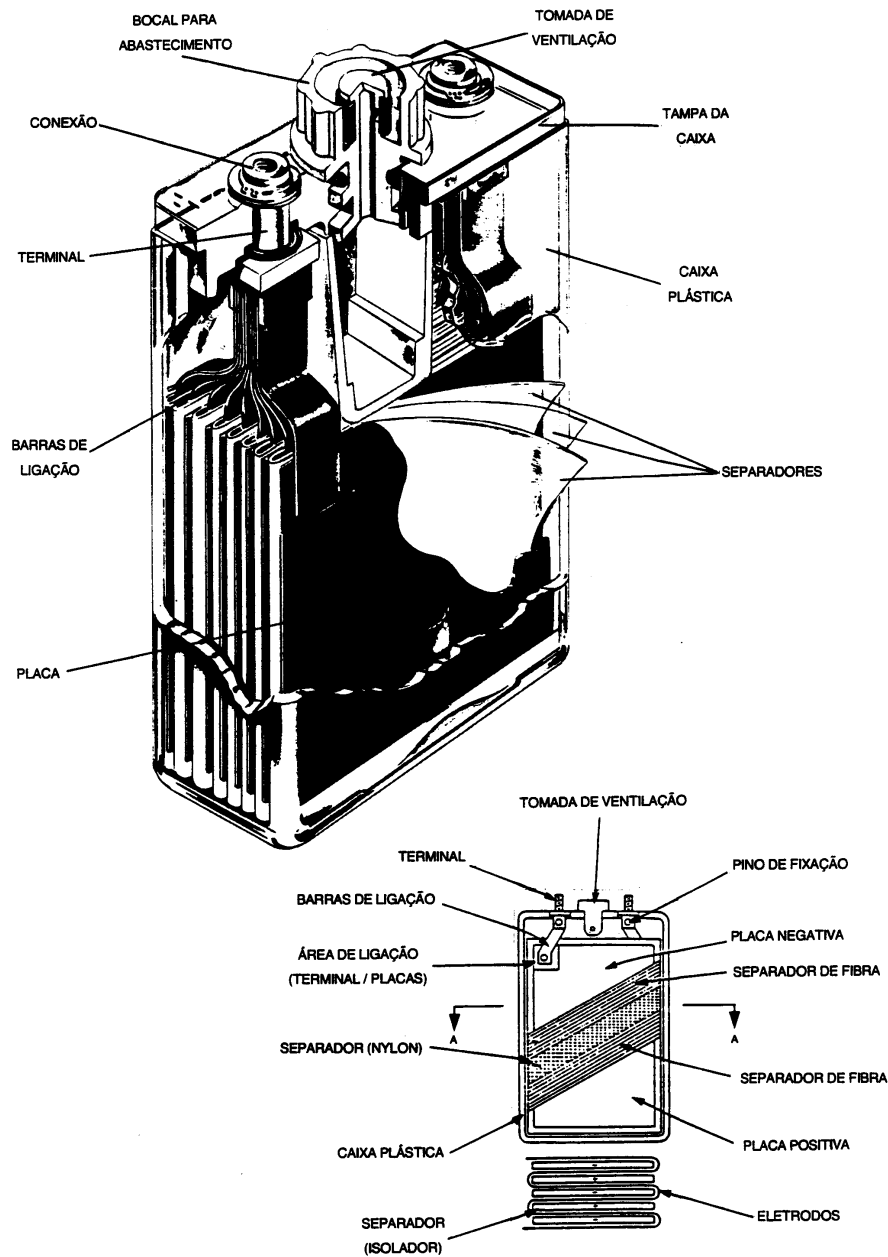


Figura 6-108 Elemento de bateria níquel-cádmio

A capacidade também diminui quando o regime de descarga é elevado. A capacidade das baterias instaladas em avião depende como é lógico, dos equipamentos que ela terá que alimentar em caso de falha do resto das fontes de corrente do avião. Valores aproximados estão entre 25 Ah e 40 Ah.

Falhas da Bateria, Perdas de Tensão

Em uma bateria a ddp entre os bornes é igual à fem menos a queda da tensão devido a sua resistência interna (r_i). Então a tensão nos bornes da bateria diminui ao aumentar-se a intensidade da corrente fornecida por ela.

Normalmente a resistência interna é pequena e a diminuição de tensão só chega a ser importante quando são consumidas grandes intensidades, por exemplo, dar-se a partida dos motores fazendo-se uso delas.

Vantagens do uso das Baterias NI-CAD

As baterias de níquel-cádmio apresenta vantagens importantes em relação às de chumbo-ácido.

Podemos destacar as seguintes vantagens:

- durante o período de descarga mantém uma tensão praticamente constante até em “um instante” antes de esgotar-se;
- a relação energia/peso é superior à das baterias típicas. Ocupam portanto pequeno volume e são de baixo peso.
- não se descarregam a circuito aberto, não se estragam por sulfatação de suas placas.
- não se estragam quando submetidas à correntes muito intensas ou por descarregá-la demasiadamente. Possuem baixa resistência interna.

- aditem uma tensão de carga superior ao normal. São denominadas algumas vezes de baterias programáveis ou com memória.
- podem ser carregadas rapidamente.
- são muito estáveis e possuem longa vida (aproximadamente 15 anos).
- Podem ser substituídos um ou mais elementos da bateria original.

Desvantagens do uso da Bateria- NI-CAD

- Alto custo. Apesar de seu custo elevado, quando usada em circunstâncias apropriadas, ela pode ser econômica graças à sua longa vida.
- Requer uma atenção constante com relação aos incrementos de temperatura.
- Possibilidade de explosão inter-células.
- Fuga térmica.
- Curtos.

Para Carregar Baterias Alcalinas

Usa-se o carregador BATTERY MASTER – CHARGER/ANALYZER mod 2001 D 100 (ou equivalente).

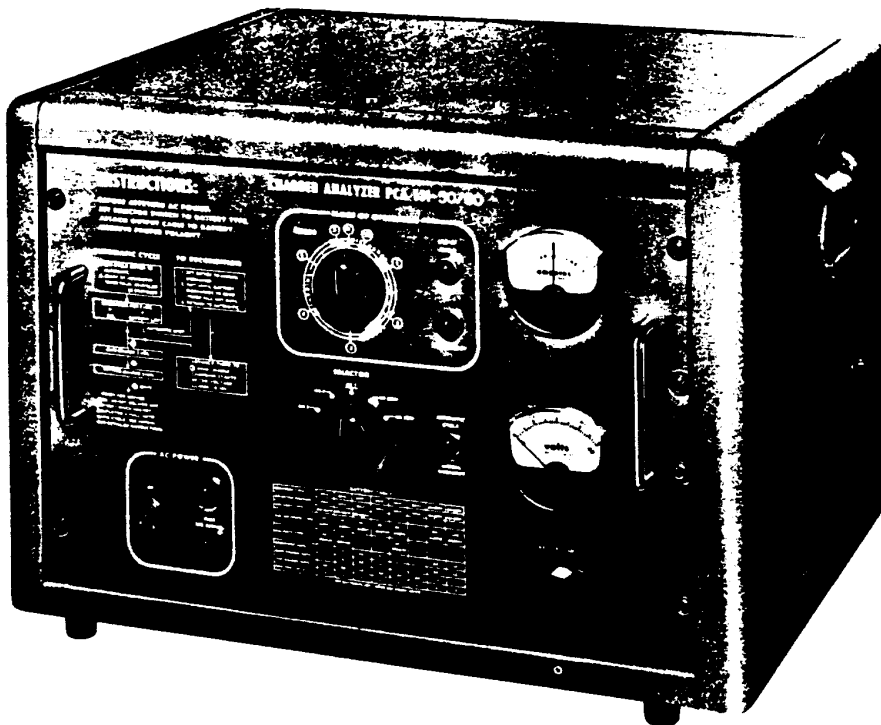


Figura 6-109 Carregador de baterias

Para se carregar bateria nova:

- a) 3 horas de carga;
- b) 1 hora de descanso;
- c) 1 hora de descarga (para confirmar se entra em carga);
- d) 1 hora de descanso;
- e) 3 horas de carga.

Total para carga: 9 horas

Para se carregar baterias usadas:

- a) checar se todos os parafusos estão apertados;
- b) descarga (depende de vários fatores: qual sua carga, e como foram suas manutenções anteriores, etc);
- c) descanso (1 hora) – É para que não haja variação durante a carga;
- d) carga – 3 horas;
- e) descanso – 1 hora;
- f) descarga (simular o arranque do avião);
- g) carga – 3 horas;
- h) descanso – recolocar na aeronave.

Monitoramento da Temperatura da Bateria

A bateria de NI-CAD é um dos mais eficientes armazenadores de energia elétrica disponíveis atualmente.

Ela é rígida, compacta, provê correntes elevadas na saída apesar de seu pouco peso, carrega-se rapidamente, possui excelentes características de funcionamento e baixas temperaturas e mantém uma tensão relativamente constante na saída. Até descarregar-se completamente.

Mas, a despeito desses atributos, está sujeita a certos fenômenos indesejáveis que vão desde a deformação ou fusão até a ruptura ou explosão, tudo isso provocado pelo fenômeno conhecido como “fuga térmica”.

Durante a operação normal de um avião, o gerador alimenta a bateria com corrente à tensão constante.

Dependendo de suas condições de carga, a bateria oferece uma certa resistência a essa corrente de carga, limitando-a.

Se a bateria estiver descarregada, sua resistência será baixa e a corrente de carga alta. Assim que comece a carregar, sua resistência interna aumenta e a corrente de carga diminui.

Teoricamente, o fluxo de corrente deveria cair a zero quando a bateria estivesse totalmente carregada. Na realidade, decrescerá até um valor entre 2 e 4 Ampères.

Durante o processo de carga, há geração de calor e sua temperatura começa a subir.

Nesse ponto, outros fatores como a temperatura e a circulação do ar ambientes entram em cena e determinam quanto deverá subir a temperatura da bateria.

Curiosamente, uma bateria superaquecida não está necessariamente em uma condição de “fuga térmica”.

Em determinadas condições de temperatura, refrigeração e tensão de fonte de carga, o aumento do calor dentro das células provoca a queda na resistência interna da bateria que, por sua vez, provoca um aumento na corrente de carga gerando mais calor, o qual aumenta a temperatura.

Este aumento concorre para diminuir ainda mais a resistência, provocando um grande aumento na corrente de carga que origina mais calor ainda.

Uma vez que este ciclo se torne estabilizado, a ocorrência de danos sérios é apenas uma questão de tempo, a menos que o processo possa ser imediatamente interrompido desligando-se a bateria do circuito.

Infelizmente, o piloto pode permanecer completamente alheio a esta série de eventos, até que seja muito tarde.

O primeiro passo a evitar a “fuga térmica” é o cuidado e a manutenção correta do sistema elétrico do avião e a da bateria.

O regulador de tensão deve ser ajustado com precisão e funcionar corretamente.

A bateria deve ser mantida limpa, corretamente instalada e com as tomadas de ventilação desobstruídas.

Fontes externas de força devem ser usadas sempre que o avião for submetido a prolongados testes operacionais no solo, durante pesquisa de pannes e, quando possível, para as partidas do motor, especialmente se for programada uma série de vôos de curta duração.

Durante as partidas com baterias, tentativas prolongadas devem ser evitadas. Se estas tentativas repetidas não puderem ser evitadas, um teste de “toque” deverá ser feito, colocando-se a mão na carcaça externa da bateria.

Se ela estiver muito quente, (e não for possível manter a mão sobre ela) será necessário deixar que ela esfrie, antes de tentar-se outra partida.

Além dessas medidas preventivas, o piloto pode utilizar as indicações de certos instrumentos como alerta para possíveis problemas com a bateria, incluindo a “fuga térmica”.

Uma diretiva do FAA tornou mandatório para todos os aviões equipados com bateria Ni-CAD, que pudessem ser usadas para partidas de motor, que incorporassem algum tipo de monitorização de temperatura, bem como alguma previsão para interromper o carregamento da bateria.

O sistema de alarme e monitoramento de superaquecimento da bateria não previne a fuga térmica, mas possui a vantagem de ser leve, relativamente barato, e ainda fornecer um aviso seguro de uma possível condição de “fuga térmica”. Dependendo da configuração escolhida, este sistema pode não somente avisar ao piloto para interromper o carregamento da bateria, mas

também pode, automaticamente, desligá-lo do circuito.

Porém, independente da configuração, sempre existe um comando manual.

A principal desvantagem desse sistema é que ele fornece um alerta inicial quando a carcaça da bateria atinge uma temperatura de 150°C F e uma bateria NI-CAD pode atingir esta temperatura por ação de outras causas que não a “fuga térmica”.

Estas incluem temperatura ambiente elevada, estado da carga e uso prolongado da bateria durante testes no solo e partidas de motor.

Além disso, a bateria pode encontrar-se nos primeiros estágios da “fuga térmica” e a temperatura da carcaça pode não estar elevada o suficiente para ativar o sistema de alarme.

De fato, muitas baterias atingiram os estágios mais avançados de “fuga-térmica” antes que esse sistema de alarme fosse ativado. No entanto, em todos os casos, o alarme ocorreu a tempo suficiente para evitar danos às aeronaves, provocados por fogo ou explosão das baterias.

Nas aeronaves EMBRAER, a bateria possui preso aos parafusos das conexões das células, dois sensores idênticos e intercambiáveis. Estes sensores permitem a indicação e o alarme de sobretemperatura.

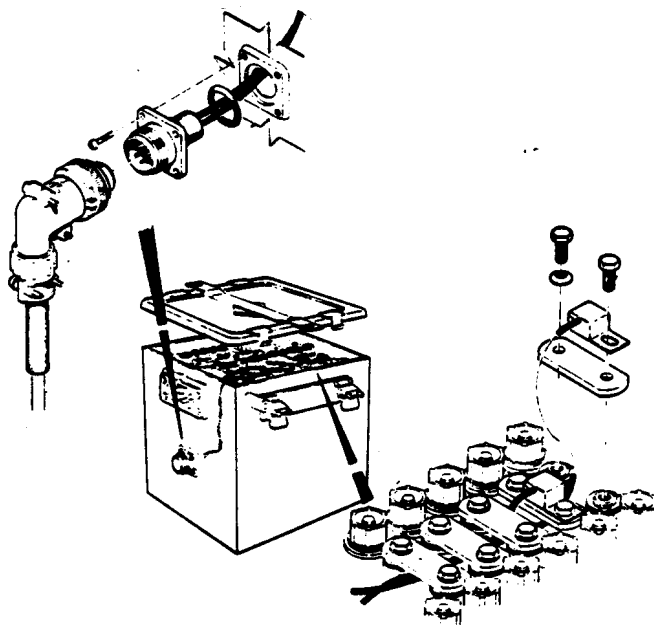
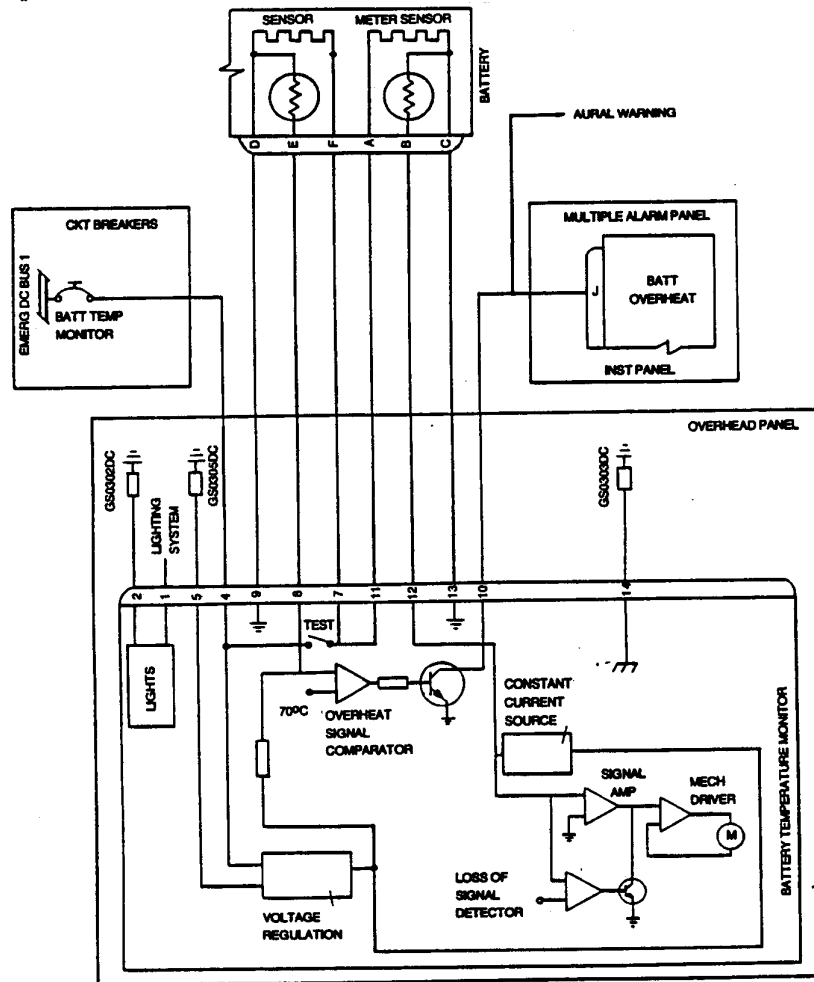


Figura 6-110 Bateria NI-CAD

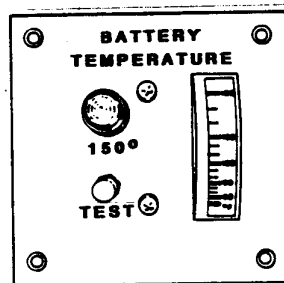
Os dois sensores enviam sinais a um monitor de temperatura. Um sensor faz com que sempre que a temperatura for superior a 150° F (aproximadamente 65,6° C) este por sua vez, faz acender a luz TEMPERATURA DA BATERIA.

O outro sensor é ligado a um sistema de indicação por instrumento o qual continuamente

estará fornecendo a temperatura da bateria. O teste do sistema é feito pressionando-se o botão “TESTE” e os elementos aquecedores associados a cada sensor são alimentados de modo a simular um aumento de temperatura, permitindo o teste operacional do sistema monitor de temperatura



CIRCUITO TÍPICO DE MONITOR DE TEMPERATURA



INDICADOR TÍPICO DE TEMPERATURA DE BATERIA

Figura 6-111 Circuito e indicador típicos de monitoramento da temperatura

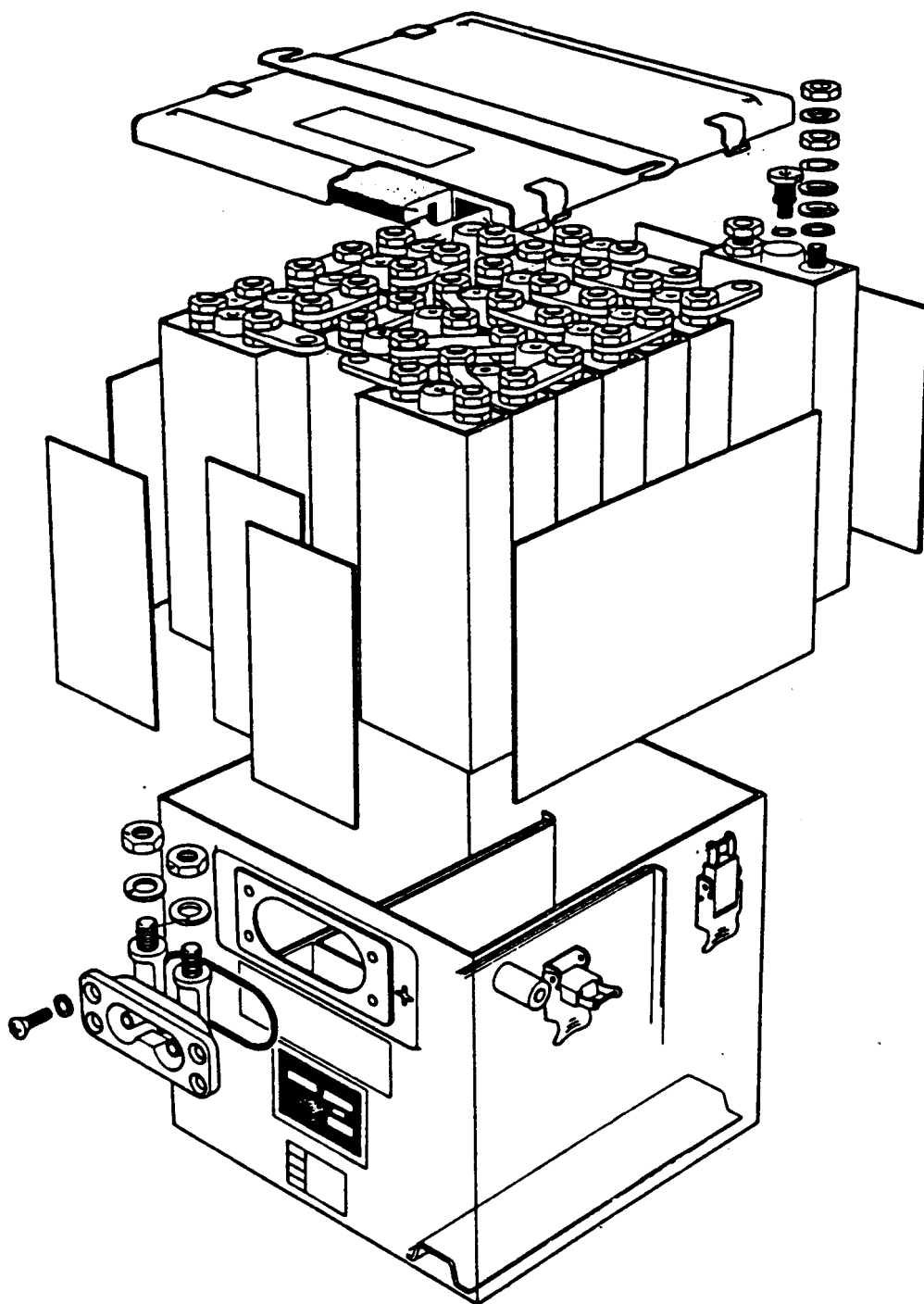


Fig 6 -112 Vista explodida da bateria Níquel-Cádmio

BATERIAS PRATA-ZINCO

Os elementos ativos das baterias prata-zinco são o óxido de prata (placa positiva) e o zinco (placa negativa). O eletrólito é uma solução forte

de hidróxido de potássio (KOH). Durante a utilização da bateria como fonte de energia, o oxigênio é retirado da placa positiva e se combina com o zinco. Assim, as placas positivas de óxido de prata vão transformando-se em prata pura,

enquanto que as placas negativas de zinco vão se oxidando, transformando-se em óxido de zinco. Durante o processo de carga, o fenômeno se inverte. O eletrólito age apenas como veículo para os íons e não se modifica quimicamente. O estado de carga da bateria não pode ser determinado pela medição da densidade do eletrólito; em vez disso, mede-se a tensão dos elementos em circuito aberto.

As baterias de prata-zinco são de fácil manutenção e têm muitas vantagens sobre as de chumbo-ácido, principalmente: menor peso e volume; permitem altas correntes de descarga e não produzem prata-zinco, ao contrário dos outros tipos, são muito sensíveis ao excesso de tensão durante a carga. Nunca se deve permitir que a tensão ultrapasse 2,05v por elemento. São usadas 14 células em série para proporcionar uma tensão de operação máxima de 25,5v; a tensão média de operação sob corrente mais elevada é de 21,0v.

SÍMBOLOS GRÁFICOS PARA DIAGRAMAS ELÉTRICOS E ELETRÔNICOS

Os símbolos gráficos constituem um método simplificado de representação dos componentes elétricos e eletrônicos.

Tais símbolos gráficos são normatizados de forma a padronizar e representação dos sistemas elétricos/eletrônicos. A simbologia visa principalmente informar ao técnico de forma clara como estão conectados os componentes nos circuitos. A simbologia utilizada deve ser representada de acordo com as seguintes instruções:

- 1 - deve ter um tamanho que não prejudique a legibilidade do desenho;
- 2 - os dispositivos devem ser representados na posição normal ou inativada. Exceções devem ser indicadas através de notas nos desenhos, informando a posição representada.
- 3 - quando necessário, os símbolos podem ser girados (de 90° em 90°) ou representados em imagem especular;



Figura 6-113 Exemplos de símbolos

- 4 - quando necessário, para simplificação do diagrama, um símbolo pode ter sua representação “explodida”, isto é, pode ter seus contatos, terminais etc, representados em mais de um lugar em um mesmo diagrama, ou em diagramas diferentes. Neste caso, a sigla do símbolo e demais referências devem ser indicadas em cada uma das partes do símbolo e todos os contatos, terminais, etc, devem ser representados, mesmo aqueles não utilizados;
- 5 - informações adicionais sobre características dos componentes podem ser indicados (adjacentes) ao símbolo

Alguns símbolos de componentes utilizados em sistemas elétricos e eletrônicos são representados nas próximas páginas.

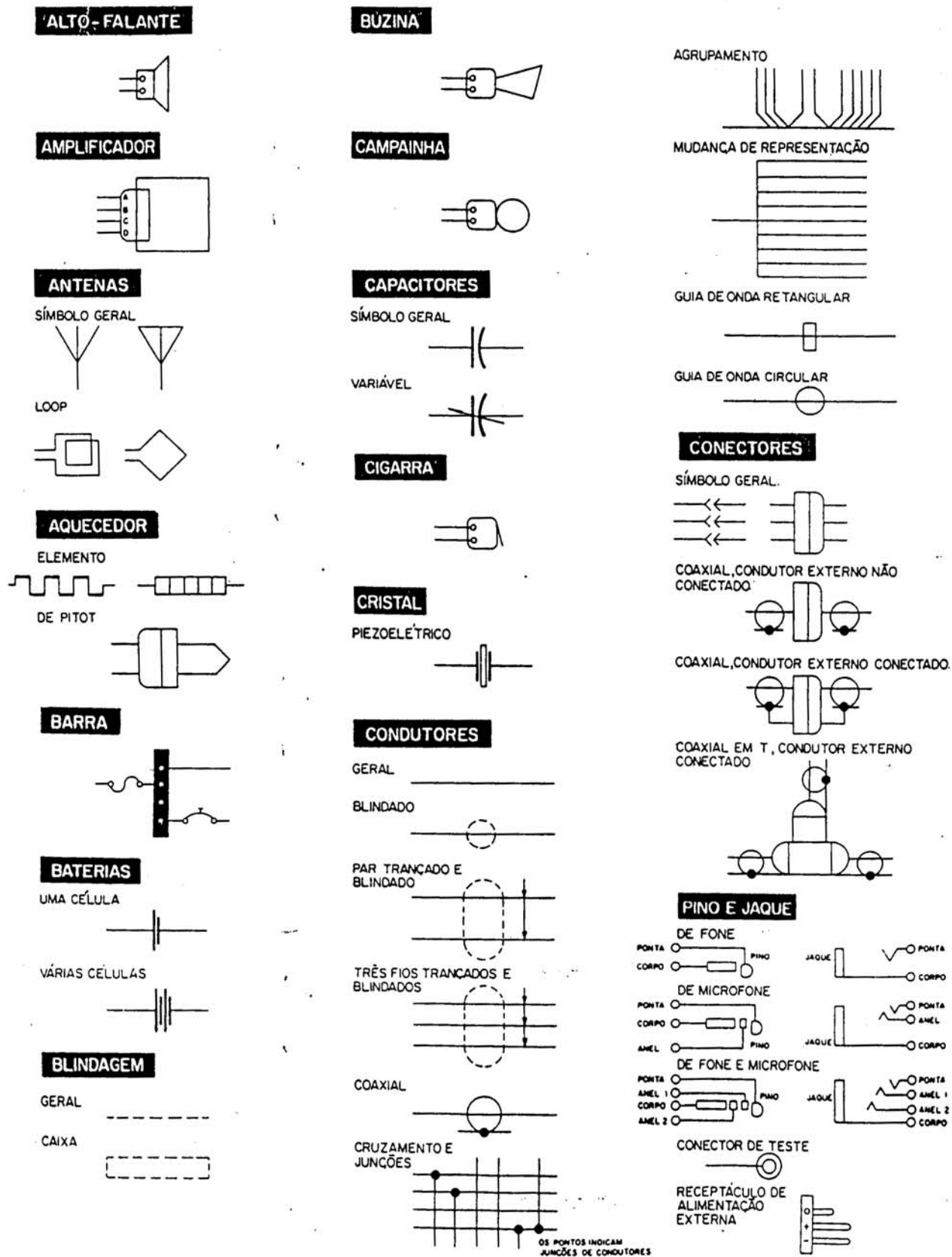
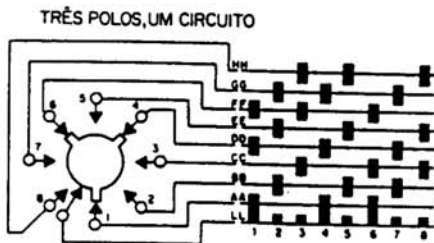
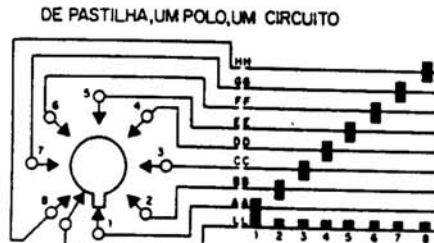
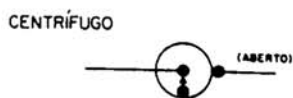
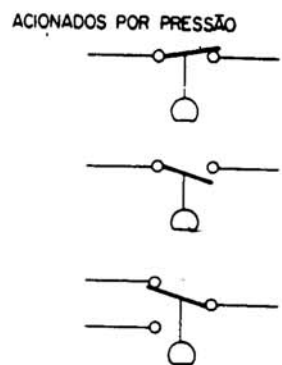
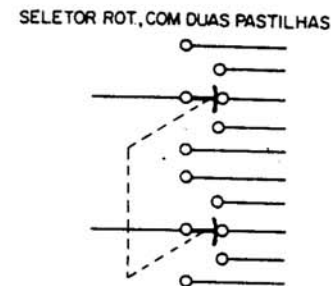
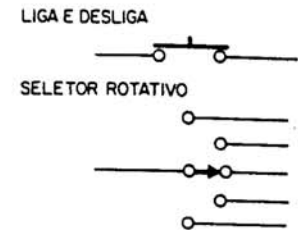


Figura 6-114 Símbolos elétricos I



LÂMPADAS

INCANDESCENTE



DE AVISO

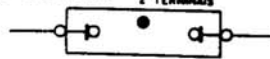


- A - âmbar
- B - azul
- R - vermelha
- G - verde

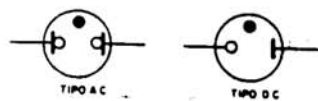
DE AVISO COM DISPOS. PUSH-TO-TEST



FLUORESCENTES

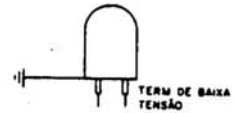
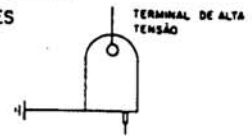


NÉON, CÁTODO FRIO

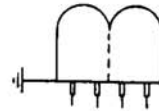


MAGNETOS

SIMPLES



DÚPLO

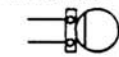


MÁQUINAS

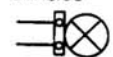
SÍMBOLO GERAL



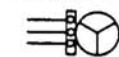
MONOFÁSICO



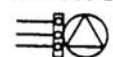
BIFÁSICO



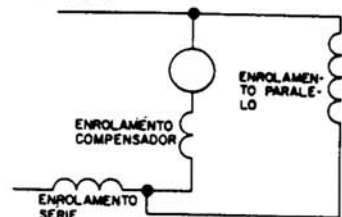
TRIFÁSICO Y



TRIFÁSICO Δ

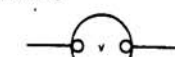


COMPOUND

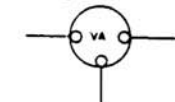


MEDIDORES

DOIS TERMINAIS



TRÊS TERMINAIS



RELES

DOIS POLOS, DUAS POSIÇÕES

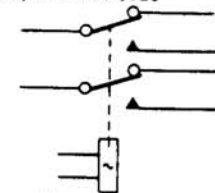


Figura 6-115 Símbolos elétricos II

CONEXÕES

PERMANENTE



PARAFUSADA



EM BARRA DE TERMINAIS.



FIO NÃO CONECTADO, COM O TERMINAL ISOLADO.



EM ANEL COLETOR



DISJUNTORES

INTERRUPTOR



TIPO PRESSÃO



DUPLA AÇÃO

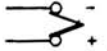


DISPOSITIVO TÉRMICO

INTER.ACIONADO POR TEMPERATURA



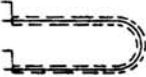
TERMOPAR



BULBO DE TEMPERATURA



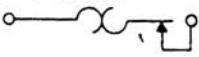
DETECTOR DE TEMPERATURA



INTERRUPTOR DE MERCÚRIO



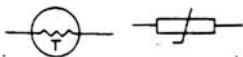
TERMOSTATO FECHADO



TERMOSTATO ABERTO



TERMISTOR

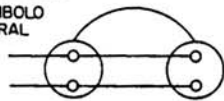


RELÉ DE TEMPO, ABERTO

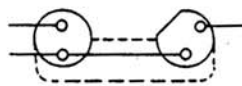


FONE

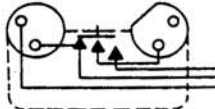
SÍMBOLO GERAL



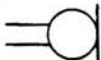
MONOFONE DE 3 CONDUTORES.



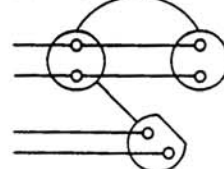
COM TECLAS, 4 CONDUTORES



MICROFONE



FONE E MICROFONE



FUSIVEL



ÍMÃ PERMANENTE

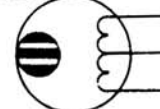


INDICADOR MAGNÉTICO

DUAS POSIÇÕES



TRÊS POSIÇÕES

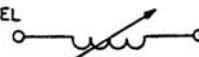


INDUTORES

SÍMBOLO GERAL:



VARIÁVEL



COM DERIVAÇÃO



COM NÚCLEO DE FERRO



INTERRUPTORES

UM POLO, UMA POSIÇÃO



UM POLO, UMA POS. MOMENTÂNEA



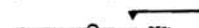
UM POLO, DUAS POSIÇÕES



UM POLO, DUAS POS. COM UMA MOMENTÂNEA



UM POLO, TRÊS POSIÇÕES



UM POLO, TRÊS POSIÇÕES



POLO DUPLO, TRÊS POSIÇÕES



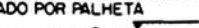
UM POLO, TRÊS POSIÇÕES



DOIS POLOS, TRÊS POSIÇÕES



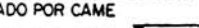
QUATRO POLOS, TRÊS POSIÇÕES



ACIONADO POR PALHETA



QUATRO POLOS, TRÊS POSIÇÕES



ACIONADO POR CAME



Figura 6-116 Símbolos elétricos III

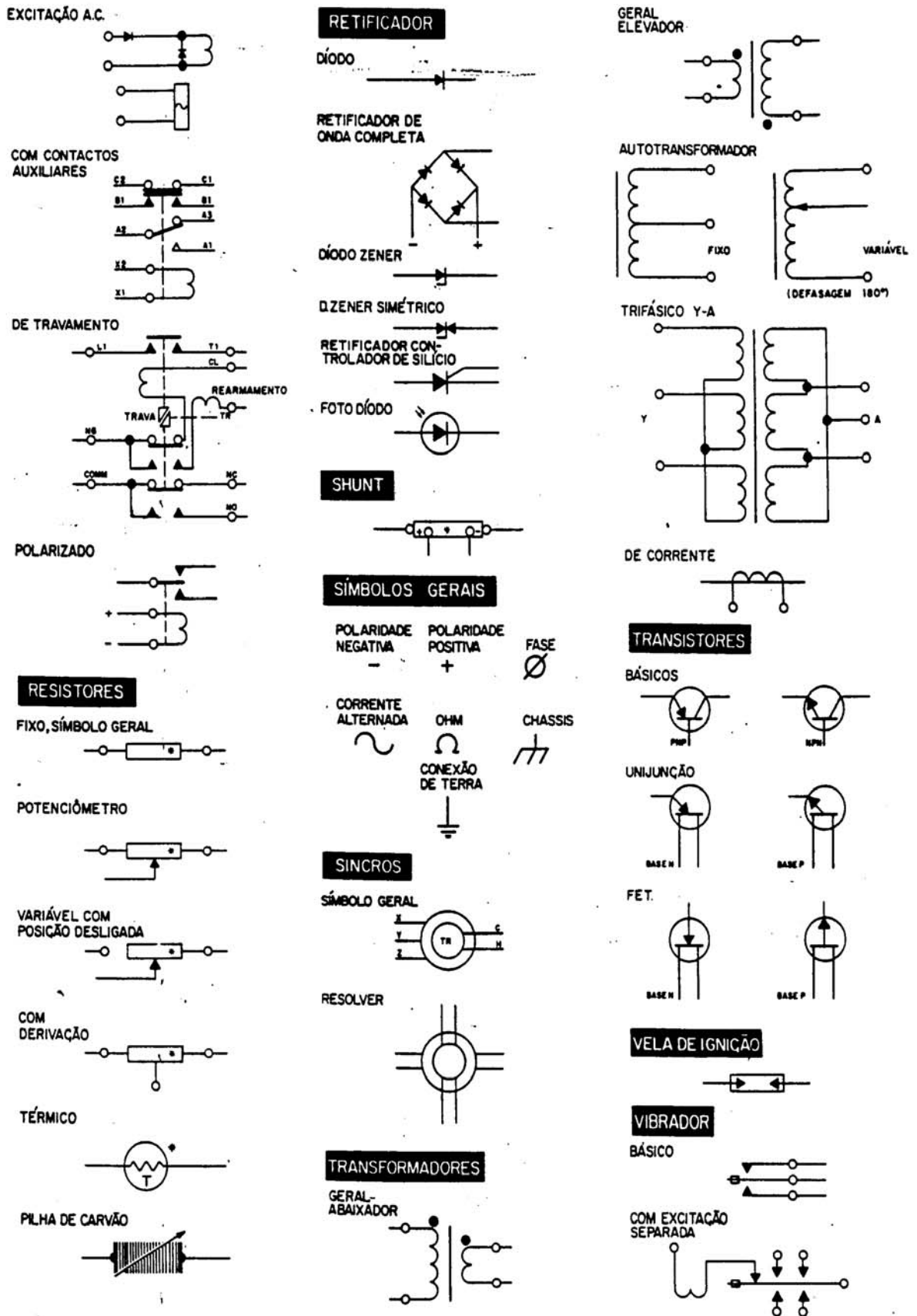


Figura 6-117 Símbolos Elétricos IV

MECHANICAL SYMBOLS

ACCUMULATOR



BEARING

BEARING



FIXED BEARING POINT



MOVABLE BEARING POINT



MISCELANEOUS MECHANICAL



GEAR TRAIN



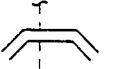
MECHANICAL DIFFERENTIAL



MAGNETICALLY ENGAGED CLUTCH



MAGNETICALLY RELEASED BRAKE



SLIP CLUTCH

MECHANICAL LINKAGE



PRESSURE



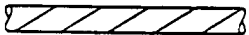
RETURN



PRESS OR RETURN DEPENDENT UPON S/O VALVE POSITION



EXTEND



RETRACT

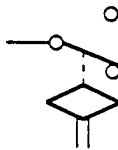


SUCTION



HOSE

PRESSURE SWITCH



TACHOMETER

PERM MAG AC TACH



AC TACH



PERM MAG DC TACH



TRANSDUCER

PRESSURE TRANSDUCER



TRANSMITTER

PRESSURE TRANSMITTER



VALVES

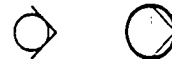
SHUTOFF VALVE



BY PASS VALVE



CHECK VALVE



SOLENOID VALVE

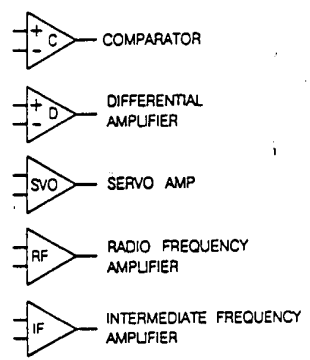
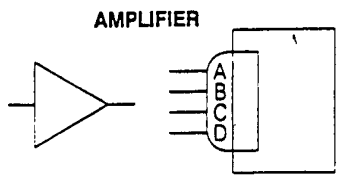


ONE WAY VALVE

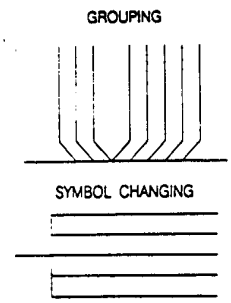
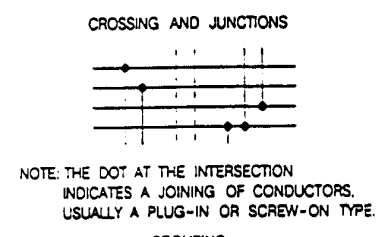
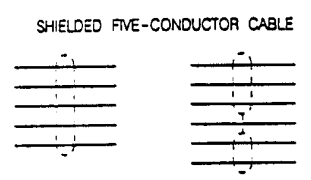
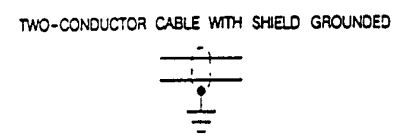
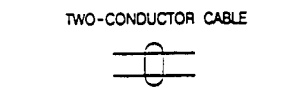
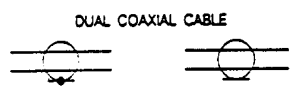
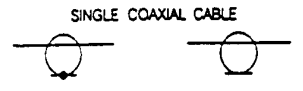
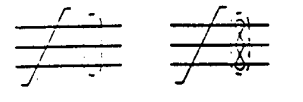
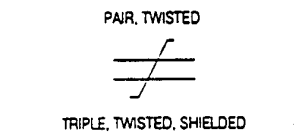
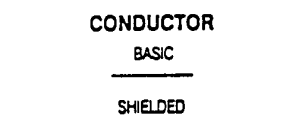
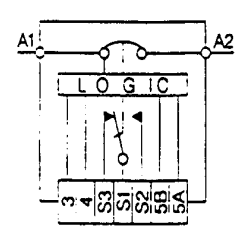
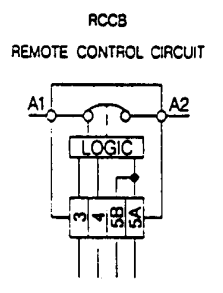
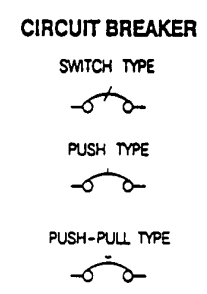
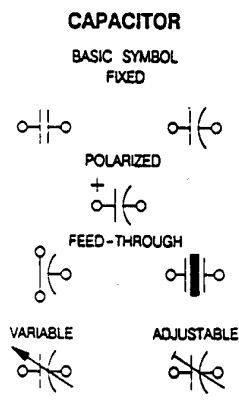
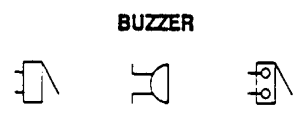
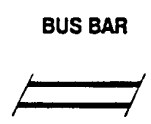
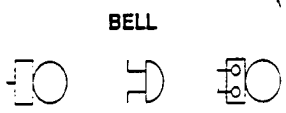
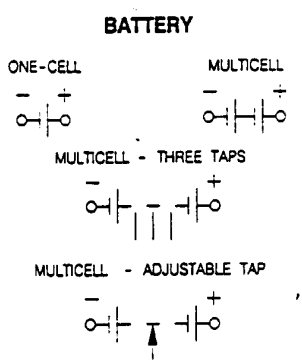
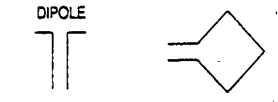
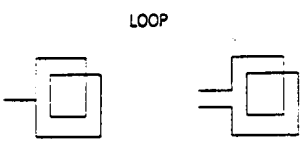
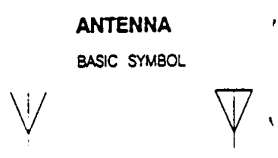


Figura 6-118 Símbolos eléctricos V

ELECTRICAL SYMBOLS

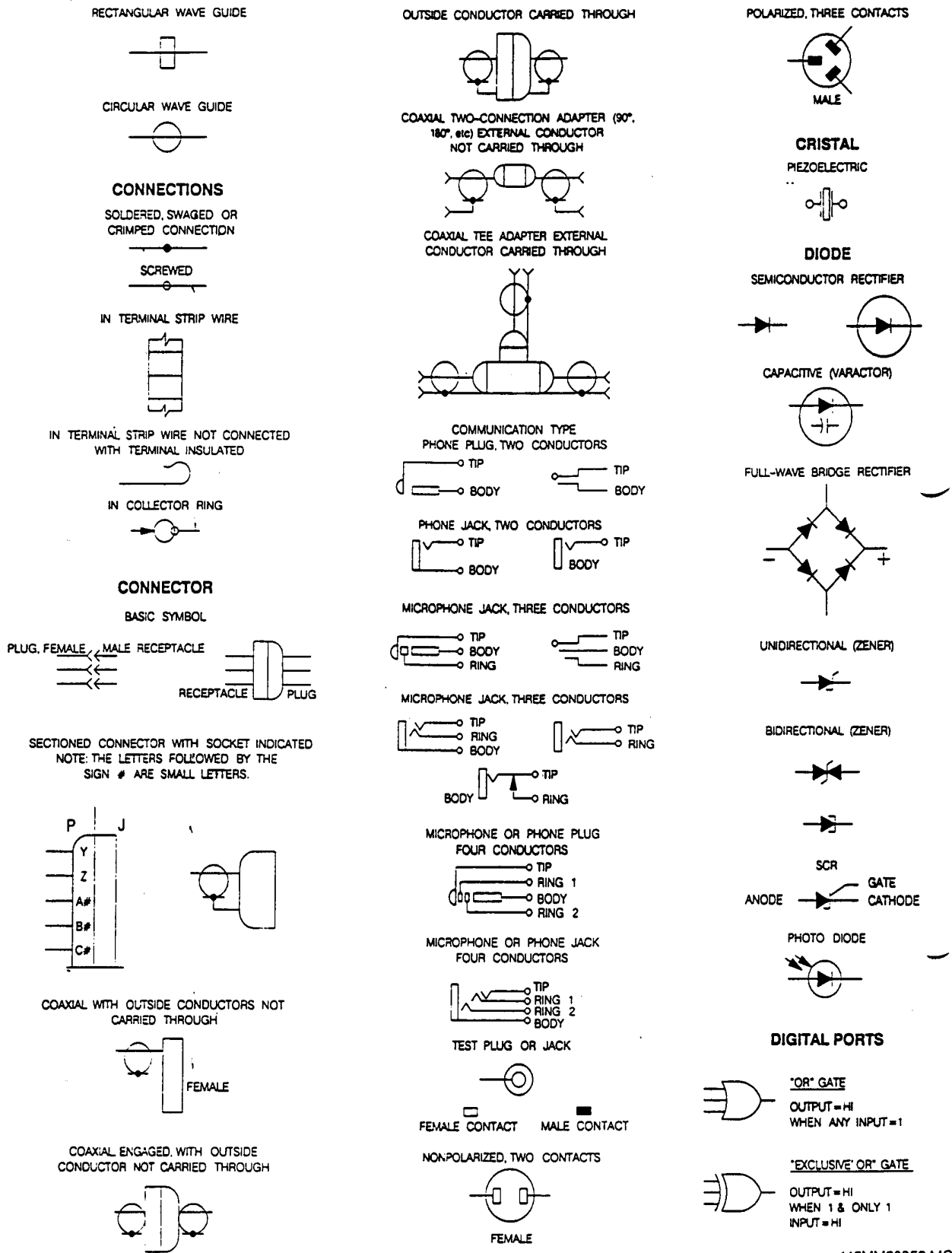


NOTE: TRIANGLE IS POINTED IN DIRECTION OF TRANSMISSION.



145MM20051.MCE

Figura 6-119 Símbolos elétricos VI



145MM20052.MCI

Figura 6-120 Símbolos eléctricos VII

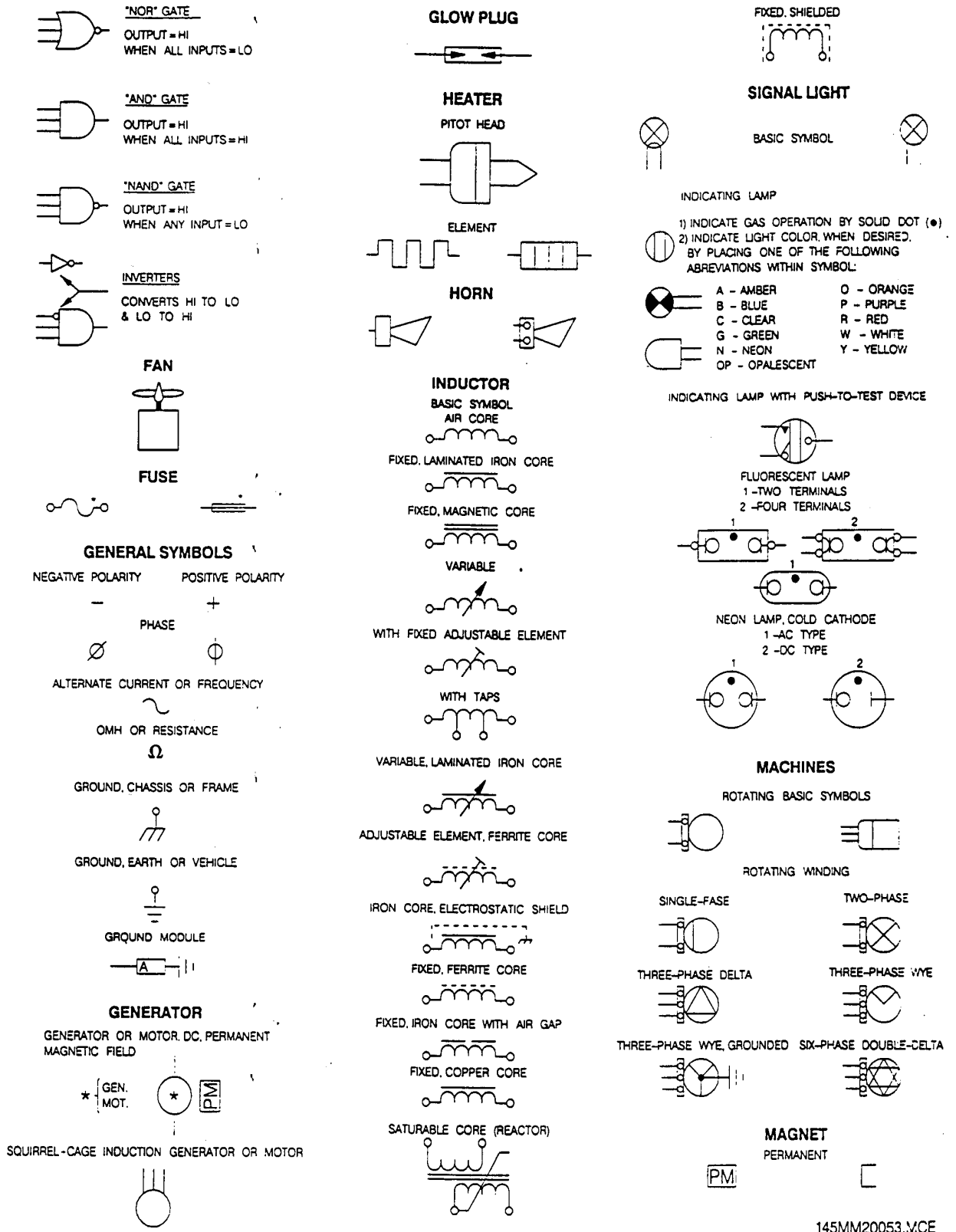
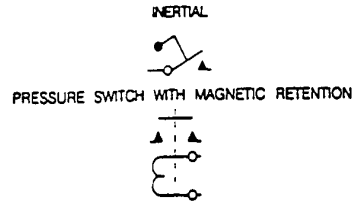
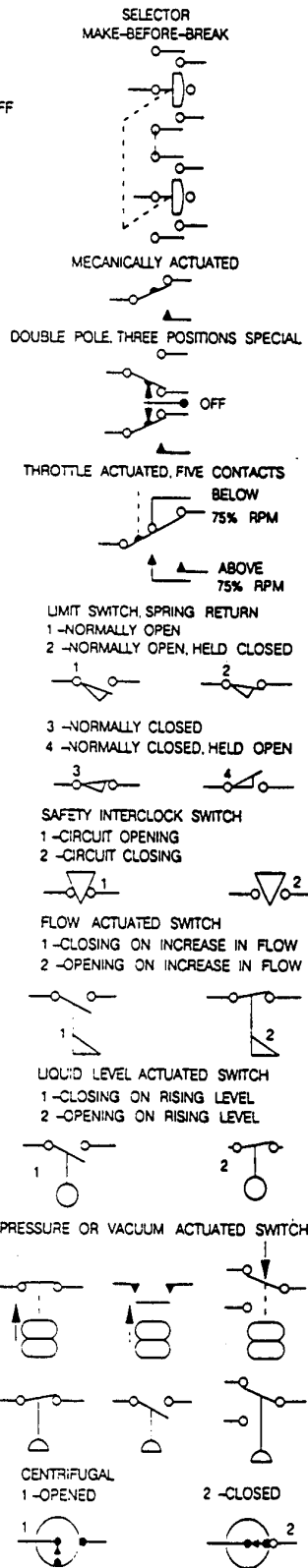
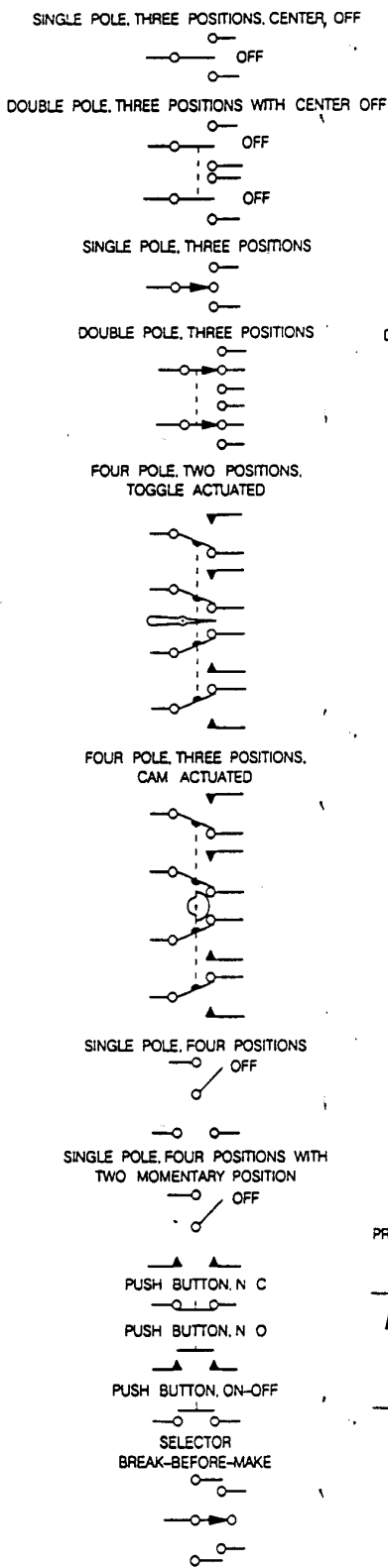
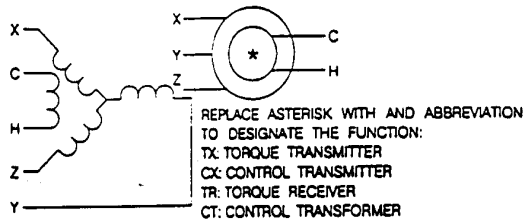


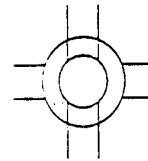
Figura 6-121 Símbolos eléctricos VIII



SYNCHROS
BASIC SYMBOL



RESOLVER

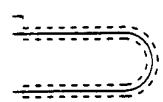


THERMAL DEVICE

TEMPERATURE BULB



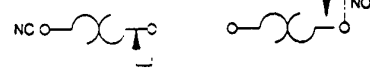
TEMPERATURE DETECTOR



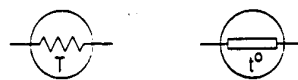
THERMIC SWITCH



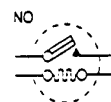
THERMOSTAT



TERMISTOR



TIME THERMIC RELAY



145MM20055.MCE

Figura 6-122 Símbolos eléctricos IX

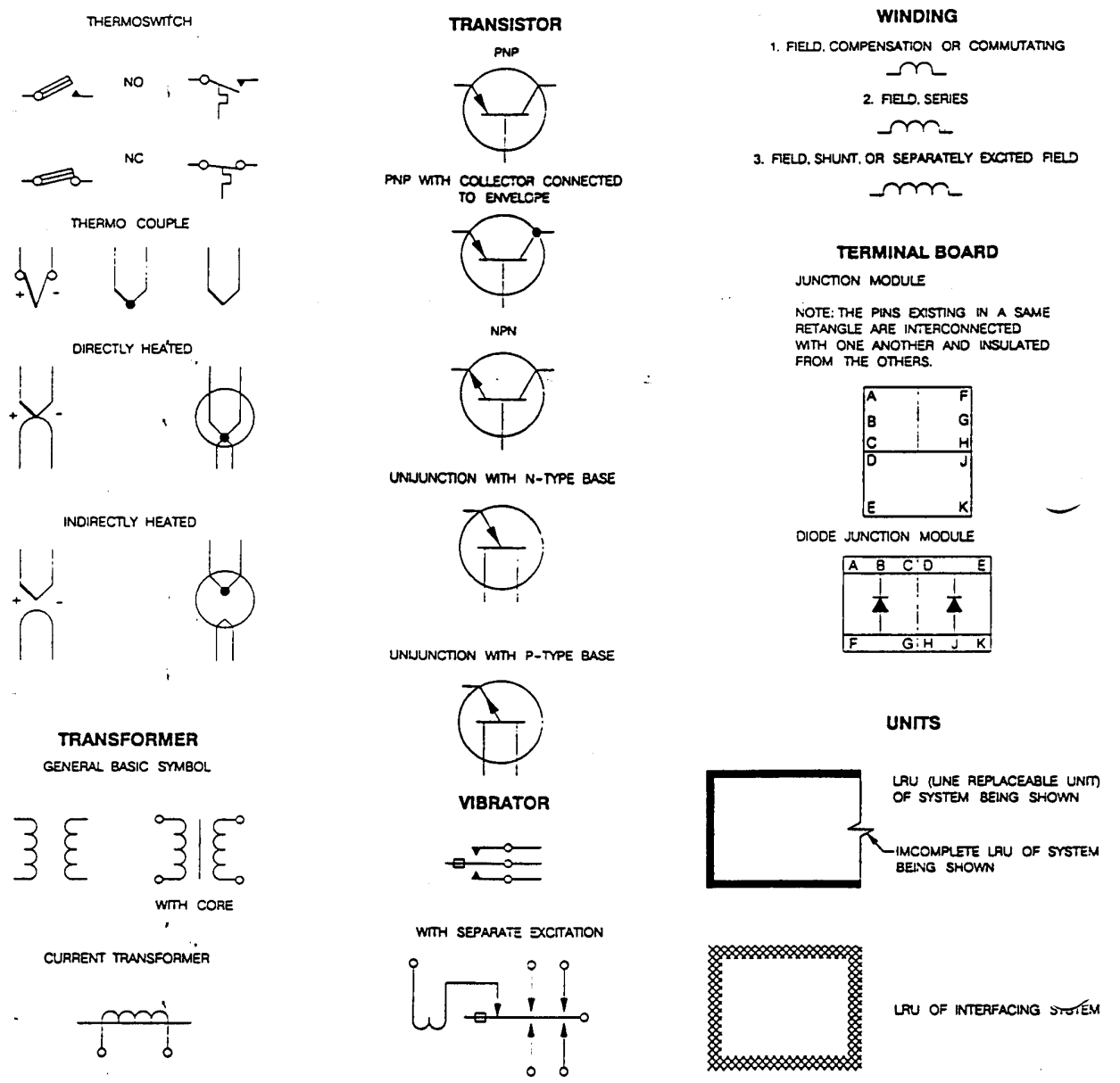


Figura 6-123 Símbolos eléctricos X

CAPÍTULO 7

SISTEMAS ELÉTRICOS DE PARTIDA E DE IGNIÇÃO DOS MOTORES

SISTEMAS ELÉTRICOS DE PARTIDA

A maioria dos motores de aeronaves é acionada por um dispositivo chamado motor de partida (*starter*), ou arranque.

O arranque é um mecanismo capaz de desenvolver uma grande quantidade de energia mecânica que pode ser aplicada a um motor, causando sua rotação.

Nos estágios anteriores de desenvolvimento de aeronaves, os motores de baixa potência eram acionados pela rotação da hélice através de rotação manual.

Algumas dificuldades foram frequentemente experimentadas na partida, quando as temperaturas do óleo estavam próximas ao ponto de congelamento.

Em adição, os sistemas de magnetos forneciam uma centelha fraca na partida, e em velocidades de acionamento muito baixas. Isto foi muitas vezes compensado providenciando-se uma centelha quente, usando dispositivos de ignição como bobina de reforço, vibrador de indução ou acoplamento de impulso.

Algumas aeronaves de baixa potência, que usam acionamento manual da hélice para a partida, ainda estão sendo operadas. Para instruções gerais sobre a partida desse tipo de aeronave, consulta-se o Capítulo 11 do volume *Matérias Básicas*.

SISTEMAS DE PARTIDA DE MOTORES CONVENCIONAIS

Desde o início do desenvolvimento de motores convencionais ou alternativos de aeronaves (do sistema de partida mais antigo até o presente), inúmeros sistemas foram desenvolvidos. Os mais comuns são:

- 1) Cartucho. (Não usado comumente).
- 2) Manual de Inércia. (Não usado comumente).
- 3) Elétrico de Inércia. (Não usado comumente).
- 4) Inércia Combinado. (Não usado comumente).
- 5) Elétrico de Engrenamento Direto.

A maioria dos arranques de motores convencionais é do tipo elétrico de engrenamento direto.

Alguns dos poucos modelos mais antigos de aeronaves estão ainda equipados com um dos tipos de acionados de inércia, sendo em ocasiões muito raras, podem ser encontrados arranques de acionamento manual, inércia manual ou de cartucho. Então, somente uma breve descrição de cada um desses sistemas de partida estará incluída nesta seção.

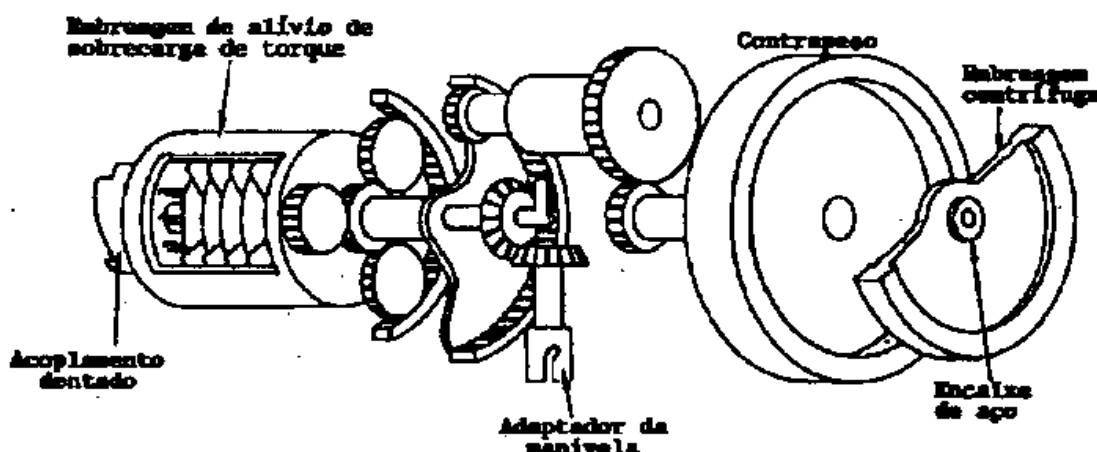


Figura 7-1 Motor de partida de inércia, combinado manual e elétrico.

Motores de Partida de Inércia

Existem três tipos gerais:

- 1) Manual de inércia;
- 2) Elétrico de inércia;
- 3) De inércia, combinado manual e elétrico.

A operação de todos os tipos de arranques de inércia, depende da energia cinética armazenada em um volante de rotação rápida em condições de giro. (Energia cinética é a força processada por um corpo pela eficiência do seu estado de movimento, que pode ser movido ao longo de uma linha ou pela ação de rotação).

No arranque de inércia, a potência é armazenada vagarosamente durante o processo de energização pelo giro manual ou elétrico, utilizando-se um pequeno motor. O volante e as engrenagens móveis de uma arranque de inércia, combinado manual e elétrico, são mostrados na figura 7-1. O circuito elétrico para um arranque de inércia elétrica é mostrado na figura 7-2.

Durante a energização do motor de partida, todas as partes internas se movem, incluindo o volante, formando um conjunto em movimento.

Assim que o arranque tiver sido completamente energizado, ele é acoplado ao eixo de manivelas do motor por um cabo, acionado manualmente, ou por um solenoide de acoplamento que é eletricamente energizado.

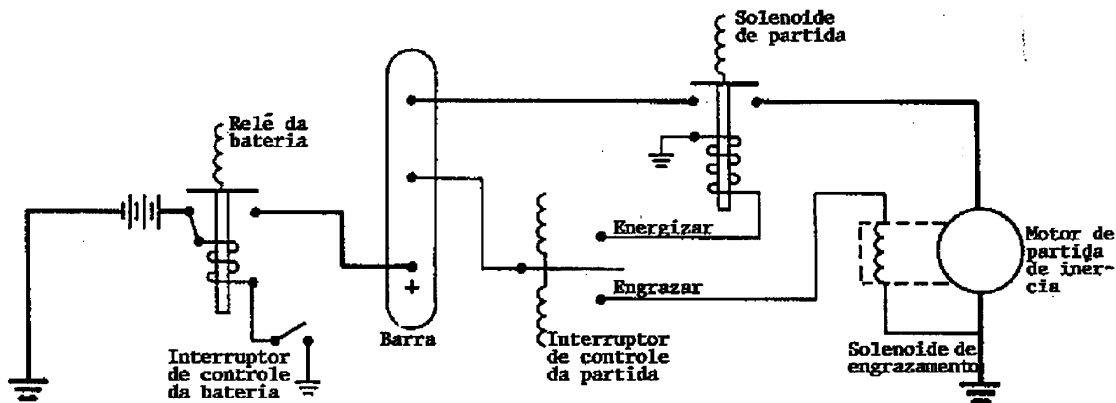


Figura 7-2 Circuito de partida

Quando o arranque é acoplado ou engrazado, a energia do volante é transferida para o motor através de um conjunto de engrenagens de redução e embreagem de liberação de sobrecarga de torque. (ver figura 7-3).

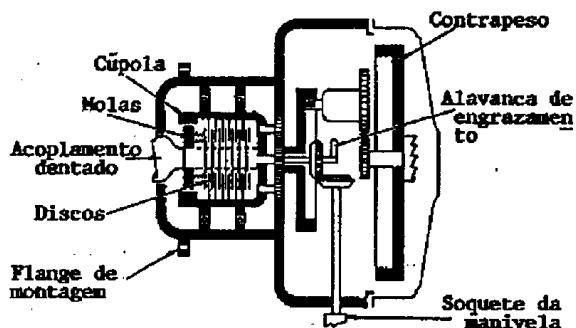


Figura 7-3 Embreagem de alívio da sobrecarga

Motor de Partida Elétrico de Engrazamento Direto

O sistema de partida largamente utilizado em todos os tipos de motores alternativos, é o arranque elétrico de acionamento direto.

Esse tipo de arranque provê acionamento instantâneo e contínuo quando energizado, consistindo, basicamente, em um motor elétrico, engrenagens de redução e um mecanismo de acoplamento e desacoplamento, que são operados através de uma embreagem ajustável de alívio de sobrecarga de torque.

Um circuito típico para um arranque elétrico de acionamento direto é mostrado na figura 7-4.

O motor é acionado diretamente quando o solenóide do arranque é fechado.

Desde que não haja nenhum volante sendo usado, não há armazenamento preliminar de energia, como no caso de um arranque de inércia.

Conforme mostrado na figura 7-4, os cabos condutores principais do arranque para a bateria, são para os serviços pesados, para conduzir o fluxo que pode ser tão alto como 350 ampères, dependendo do torque requerido na partida.

O uso de solenóides e cablagens grossas com chaves de controle remoto, reduzem, acima de tudo, o peso do cabo e a queda total de voltagem no circuito. Um motor de arranque típico é um motor de 12 ou 24 volts, enrolamento

em série, que desenvolve elevado torque na partida.

O torque do motor é transmitido através de engrenagens de redução para a embreagem de alívio de sobrecarga.

Tipicamente, essa ação faz atuar um eixo estriado helicoidal, movendo a castanha do motor de arranque para fora, acoplando-a à castanha de acionamento do motor de aeronave, antes que a castanha do arranque comece a girar.

Assim que o motor da aeronave alcança uma velocidade pré-determinada, o motor de arranque desacopla automaticamente.

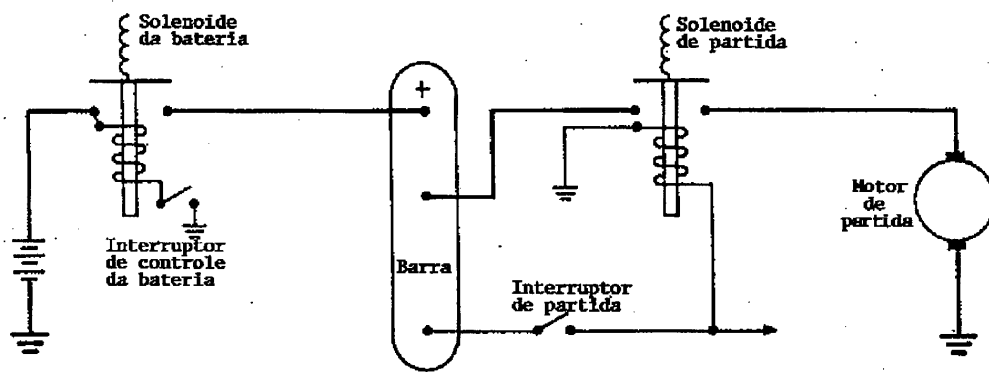


Figura 7-4 Típico circuito, usando um motor de partida elétrico de engrazamento direto

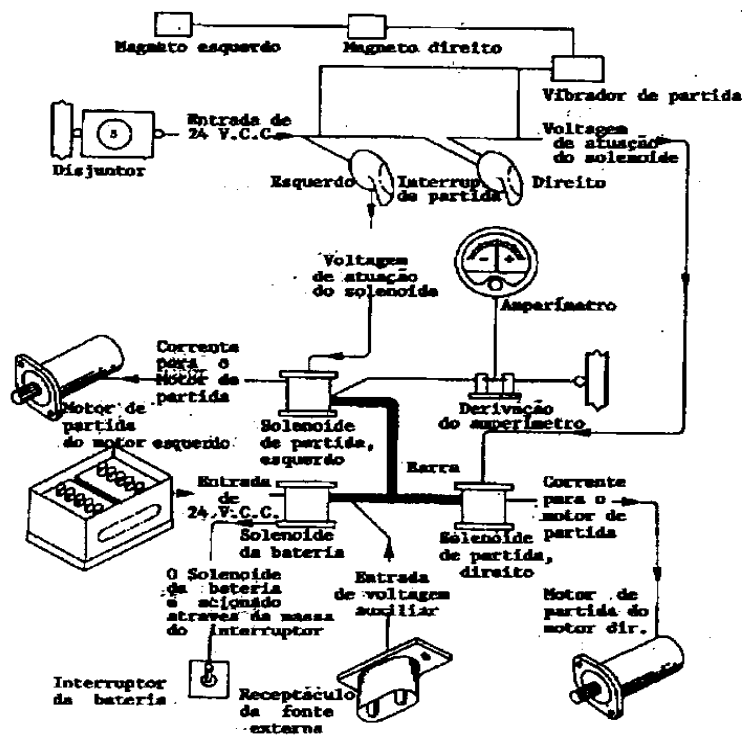


Figura 7-5 Esquema de partida do motor de uma aeronave leve bimotora

O esquema da figura 7-5 provê um arranjo pictorial de um sistema de partida completo para uma aeronave leve de dois motores.

SISTEMA DE PARTIDA USANDO MOTOR DE INÉRCIA COMBINADO

O assunto seguinte cobre um tipo de sistema utilizado em grandes aeronaves bimotoras. Esse sistema inclui para cada motor, um arranque de inércia combinado, uma bobina de reforço, uma chave de polo simples, duplo acionamento na cabine, cablagens e solenóides conforme necessário. O arranque de inércia combinado é mostrado na figura 7-6.

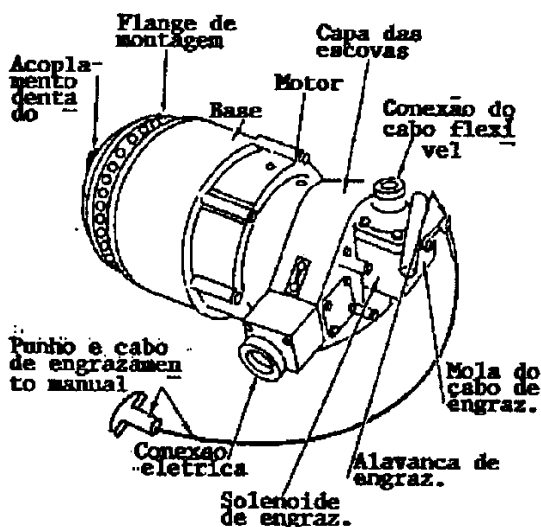


Figura 7-6 Motor de partida de inércia combinado

Controles externos de partida manual, incorporando uma manivela para acionamento do arranque e cabo de controle para a partida, são providos para a partida do motor, manualmente (figura 7-7)

Duas chaves de partida estão localizadas no painel elétrico da cabine. Comandando a chave “para cima” opera-se o arranque. A mesma chave, comandada “para baixo” opera o solenoide de acoplamento de arranque e a bobina ativadora de ignição.

A posição “off” da chave está entre aquelas duas posições. A bobina de reforço operada pela bateria, montada em um alojamento blindado, está instalada no suporte de cada motor. Conduítes flexíveis protegem os condutores da bobina para os magnetos de cada motor.

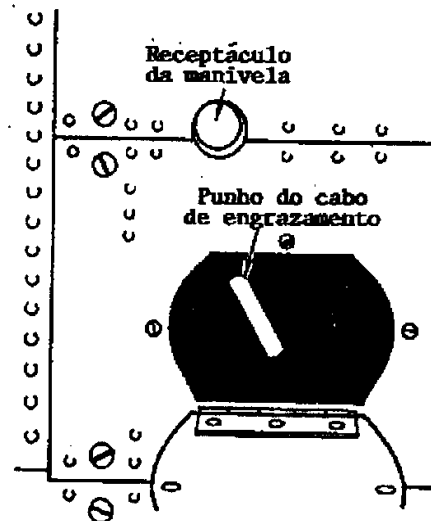


Figura 7-7 Controles de partida

SISTEMA DE PARTIDA ELÉTRICO DE ENGRAZAMENTO DIRETO PARA GRANDES MOTORES CONVENCIONAIS

Para um sistema de partida típico para motor alternativo de alta potência, o arranque elétrico de acionamento direto consiste em dois componentes básicos: um conjunto motor e uma seção de engrenagens. A seção de engrenagens é aparafusada no terminal do eixo de acionamento do motor para formar uma unidade completa.

O motor consiste de um induzido e um conjunto pinhão, o conjunto do sino traseiro e o conjunto do alojamento do motor. O alojamento do motor também age como cabeçote magnético para o campo da estrutura.

O motor de arranque é irreversível, interpolado em série. Sua velocidade varia diretamente com a voltagem aplicada, e inversamente com a carga.

A seção de engrenagens do motor de arranque, mostrada na figura 7-8, consiste de um alojamento com flange de montagem, engrenagem planetária de redução, um conjunto de engrenagens sol e integral, uma embreagem limitadora de torque, e um conjunto de castanha e cone.

Quando o circuito do motor é fechado, o torque desenvolvido no motor do arranque é transmitido para a castanha através do trem de engrenagens de redução e embreagem.

O trem de engrenagens do arranque converte a alta velocidade e baixo torque do motor em baixa velocidade e alto torque.

Na seção de engrenagens, o pinhão do motor acopla a engrenagem na árvore de transmissão intermediária (consultar a figura 7-8). O pinhão da árvore intermediária acopla a engrenagem interna, esta fica sendo uma parte integral do conjunto da engrenagem sol, e é rigidamente fixada ao eixo da engrenagem. A engrenagem sol aciona três engrenagens planetas, que são do conjunto planetário.

Os eixos individuais das engrenagens planetas são suportados por um braço de apoio do planetário, uma parte semelhante a um cilindro mostrado na figura 7-8. O braço de apoio transmite o torque das engrenagens planetas para a castanha do arranque como segue:

- 1) A porção cilíndrica do braço de apoio é estriada longitudinalmente ao redor da superfície interna.
- 2) As ranhuras são cortadas sobre a superfície exterior da parte cilíndrica da castanha do arranque.
- 3) A castanha desliza para frente e para trás, dentro do braço de apoio, para acoplar e desacoplar com o motor.

As três engrenagens planetárias também acoplam os dentes internos circundantes nos seis discos de embreagem (figura 7-8).

Esses discos são intercalados com os de bronze, que são estriados externamente, evitando-os de girar. A pressão correta é mantida sobre o pacote da embreagem por um conjunto de mola de retenção da embreagem.

Uma porca de passeio cilíndrica dentro da castanha do arranque estende e retrai a castanha. Estrias espirais da castanha de acoplamento ao redor da parede interna da porca casam com as estrias similares, cotadas sobre a extensão do eixo da engrenagem sol (figura 7-8).

A rotação do eixo força a porca para fora e esta faz o apoio com a castanha. A mola, ao redor da porca de passeio, apoia com a porca, e tende a manter a superfície da embreagem helicoidal ao redor da parede interna da cabeça da castanha, assentada contra uma superfície similar ao redor do lado inferior da cabeça da porca.

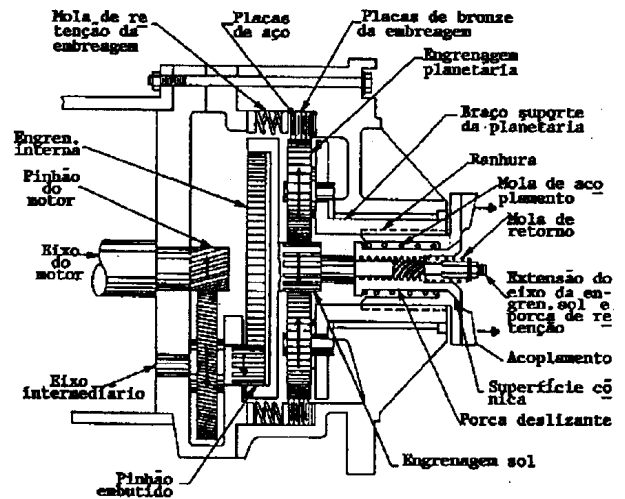


Figura 7-8 Seção de engrenagens do motor de partida

Uma mola de retorno está instalada sobre a extensão do eixo da engrenagem sol, entre o anteparo formado pelas estrias ao redor da parede interna da porca de passeio e uma porca de retenção do batente sobre a ponta do eixo.

Por causa das superfícies cônicas da embreagem, a porca de passeio e a castanha do arranque são acopladas pela pressão da mola da castanha, e as duas partes tendem a girar na mesma velocidade. Entretanto, a extensão do eixo da engrenagem sol gira seis vezes mais rápida do que a castanha.

As estrias espirais sobre ela são cortadas à esquerda, e a extensão do eixo da engrenagem sol, girando para a direita em relação a castanha, força a porca e a castanha para fora do arranque no seu passeio total (cerca de 5/16"), em aproximadamente 12 graus da rotação da castanha.

A castanha move-se para fora até ser parada pelo acoplamento com o motor, ou pela porca de retenção do seu batente.

O passeio da porca continua a mover-se lentamente além do limite do curso da castanha; sendo o suficiente para aliviar a pressão da mola sobre as superfícies cônicas da embreagem helicoidal.

Enquanto o arranque continua a girar, há uma pressão suficiente sobre as superfícies cônicas da embreagem para prover torque sobre as estrias espirais, que pesam mais do que a pressão da mola da castanha.

Se o motor falhar na partida, a castanha do arranque não se retrairá, desde que o mecanismo do arranque não produza força de retração.

Entretanto, quando o motor inflama e ultrapassa a velocidade do arranque, as rampas inclinadas dos dentes da castanha forçam a castanha do arranque para dentro, contra a pressão de mola. Assim, desacopla inteiramente as superfícies cônicas da embreagem, e a pressão da castanha força a porca de passeio a deslizar ao longo das estrias espirais, até que as superfícies cônicas da embreagem estejam novamente em contato.

Com ambos, motor e arranque girando, haverá uma força de acoplamento mantendo as castanhas em contato, que continuarão até que o arranque seja desenergizado. Entretanto, o rápido movimento dos dentes da castanha do motor, encontrarão o movimento vagaroso dos dentes da castanha do arranque, segurando o desacoplamento desta.

Tão logo o arranque comece a repousar, a força de acoplamento é removida, e a pequena mola de retorno jogará a castanha do arranque para dentro da posição totalmente retraída, onde permanecerá até a próxima partida.

Quando a castanha do arranque acopla a castanha do motor, o induzido do motor precisa ter um tempo para alcançar uma velocidade considerável por causa do seu alto torque na partida.

O repentino acoplamento da castanha do arranque em movimento com o motor parado poderia desenvolver forças suficientemente altas para danificar severamente o motor ou o arranque, não o fazendo de certo modo sobre os discos da embreagem, os quais deslizam quando o torque do motor excede o torque de deslizamento da embreagem. Em ação normal de acionamento, os discos internos da embreagem (aço) são mantidos parados pela fricção dos discos de bronze, com os quais estão intercalados.

Quando o torque imposto pelo motor excede ao do engate, o conjunto da embreagem e os discos internos da embreagem giram contra a fricção da embreagem, permitindo que as engrenagens planetas girem enquanto o braço de apoio da planetária e a castanha permanecem parados. Quando o motor da aeronave sobe para a velocidade na qual o arranque está tentando acioná-lo, o torque cai para um valor menor que o assentado para a embreagem.

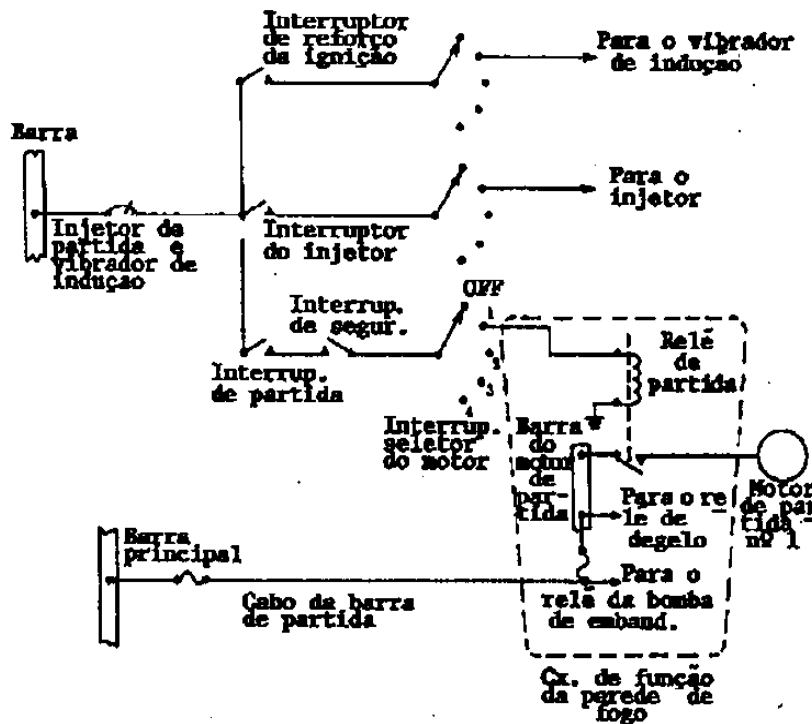


Figura 7-9 Circuito de controle de partida

Os discos de embreagem da engrenagem interna permanecem parados, e a castanha gira a uma velocidade na qual o motor está tentando acioná-los.

As chaves de controle do arranque são mostradas esquematicamente na figura 7-9.

A chave seletora do motor deve ser posicionada, e ambas as chaves do arranque e de segurança (ligadas em série) devem ser fechadas antes da energização do arranque.

A corrente é suprida para o circuito de controle do arranque de um interruptor, estampado "Starter, Primer e Induction Vibrator" (figura 7-9). Quando a chave seletora está posicionada para a partida do motor, fechando as chaves do arranque e de segurança, ela energiza o relé do arranque localizado na caixa de junção da parede de fogo. Energizando o relé do arranque, completa-se o circuito de potência para o motor de partida. A corrente necessária para essa carga pesada está sendo tomada diretamente do barramento principal através dos cabos do arranque.

Após a energização do arranque por um minuto, deverá ser permitido pelo menos um minuto para resfriamento. Após um segundo, ou subsequente período de acionamento de 1 minuto, deverá resfriar por 5 minutos.

SISTEMA DE PARTIDA ELÉTRICO DE ENGRAZAMENTO DIRETO PARA PEQUENAS AERONAVES

A maioria das pequenas aeronaves de motor alternativo emprega sistema de partida elétrica de acionamento direto. Alguns desses sistemas são automaticamente acoplados aos sistemas de partida, enquanto outros o são manualmente.

Os sistemas de partida acoplados automaticamente, empregam um motor de arranque elétrico montado sobre um adaptador do motor. Um solenóide de partida é ativado, ou por um botão de empurrar, ou por uma chave de ignição no painel de instrumento.

Quando o solenóide é ativado, seus contatos fecham, e a energia elétrica energiza o motor de partida. A rotação inicial do motor elétrico acopla o motor de partida através de uma embreagem no adaptador, que incorpora engrenagens espirais (sem fim) de redução.

Os sistemas de partida acoplados manualmente em pequenas aeronaves empregam um pinhão de acionamento de embreagem para transmitir potência de um motor de partida elétrico para uma engrenagem de acionamento de partida do eixo de manivelas (Ver a figura. 7.10).

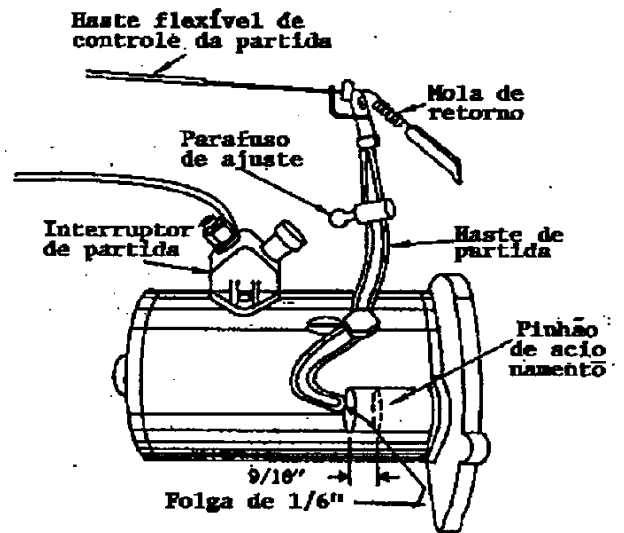


Figura 7-10 Hastes de controle do motor de partida e ajustes

Um botão ou punho no painel de instrumentos está conectado por um controle flexível a uma alavanca no motor de partida. Esta alavanca eleva o pinhão de acionamento do motor de partida para a posição acoplada, e fecha os contatos da chave do motor de partida quando o botão do motor de partida ou o punho é empurrado.

A alavanca do motor de partida está presa na mola que retorna a alavanca e o controle flexível para a posição OFF. Quando o motor dá a partida, a ação da embreagem protege o pinhão de acionamento do motor de partida até que a alavanca de mudança possa estar livre para desacoplar o pinhão.

Conforme mostrado na figura 7-10, para uma unidade típica, há um comprimento específico de curso para a engrenagem pinhão do motor de partida.

É importante que a alavanca do motor de partida mova a engrenagem pinhão a uma distância apropriada, antes que o estojo da alavanca ajustável faça contato com a chave do arranque.

PRÁTICAS DE MANUTENÇÃO DO SISTEMA DE PARTIDA

A maioria das práticas de manutenção do sistema de partida incluem substituição das molas e das escovas, limpeza de acúmulos dos comutadores e torneamento das partes queimadas ou arredondamento dos comutadores do motor de partida.

Como regra, as escovas do motor de partida devem ser substituídas quando

desgastadas aproximadamente na metade do seus comprimentos originais. A tensão da mola da escova deve ser o suficiente para que elas tenham um bom e firme contato com o comutador. Os guias das escovas não devem estar quebrados, e os parafusos do terminal bem apertados.

Sujeira ou espelhamento dos comutadores do motor de partida podem ser limpos segurando uma tira de lixa "00", ou uma pedra de assentamento da escova contra o comutador enquanto ele é girado.

PROBLEMAS	ISOLANDO O PROBLEMA	AÇÃO CORRETIVA
ARRANQUE NÃO OPERA:		
Defeito da chave principal ou do circuito.	Verificar o circuito.	Reparar o circuito
Defeito na chave do arranque ou no circuito.	Verificar a continuidade da chave e do circuito.	Substituir a chave ou os fios.
A alavanca do arranque não atua a chave.	Verificar o ajuste da alavanca do arranque.	Ajustar a alavanca de acordo com as instruções do fabricante
Arranque defeituoso.	Verificar os itens anteriores, se não houver outra causa, o defeito é do arranque.	Remover e reparar ou substituir o arranque
O ARRANQUE GIRA MAS NÃO ENGRAZA NO MOTOR:		
Alavanca do arranque ajustada para ativar chave sem engrazar o pinhão na engrenagem	Verificar a ajustagem da alavanca do arranque.	Ajustar a alavanca de acordo com as instruções do fabricante.
Defeito na embreagem ou na engrenagem de acionamento	Remover o arranque e testar a embreagem e a engrenagem.	Substituir a parte defeituosa.
Engrenagem pinhão ou de acionamento com defeito.	Remover e testar o pinhão e a engrenagem de acionamento.	Substituir a parte defeituosa.
ARRANQUE SEM FORÇA PARA GIRAR:		
Bateria fraca.	Testar a bateria.	Recarregar a bateria ou substituí-la
Contatos do relé ou da chave queimados ou sujos.	Testar os contatos.	Substituir por unidades perfeitas.

Arranque defeituoso.	Verificar as escovas e a tensão das suas molas e fixação.	Reparar ou substituir o arranque.
Comutadores sujos ou gastos	Limpar e verificar visualmente.	Tornear o comutador.
ARRANQUE EXCESSIVAMENTE BARULHENTO:		
Pinhão gasto	Remover e examinar o pinhão.	Substituir o acionamento do arranque.
Engrenagens gastas ou com dentes quebrados.	Remover o arranque e girar o seu motor com a mão para examinar o eixo das engrenagens.	Substituir as partes danificadas.

Tabela 1 Procedimentos para pesquisa de problemas no sistema de partida de pequenas aeronaves

A lixa ou a pedra devem ser movidas para frente e para trás para evitar desgaste da ranhura. Lixa de esmeril ou “carborundum” nunca devem ser usadas para este propósito, por causa de sua possível ação de curto circuito.

Rugosidade, fora de arredondamento, ou condições de “alta mica”, são razões para tornear o comutador.

No caso de condição de “alta mica”, ela deve ser cortada assim que a operação de torneamento esteja cumprida.

Consulta-se, o Livro *Matérias Básicas*, para uma revisão de comutadores de “alta mica” nos motores.

Pesquisa de panes nos sistemas de partida em pequenas aeronaves

Os procedimentos de pesquisa de panes listados na tabela 1 são típicos daqueles usados para isolar mal funcionamento em sistemas de partida de pequenas aeronaves.

SISTEMAS DE PARTIDA DOS MOTORES DE TURBINA A GÁS

Motores de turbina a gás são acionados pela rotação do compressor. Nos motores com dois estágios axiais do compressor, apenas o compressor de alta pressão é girado pelo motor de partida. Para acionar um motor de turbina a gás, é necessário acelerar o compressor provendo ar suficiente para suportar a combustão nos queimadores.

Uma vez que o combustível tenha sido introduzido, e o motor tenha partido, o motor de partida deva continuar acionando o motor para chegar a uma velocidade acima da velocidade de auto aceleração.

O torque suprido pelo motor de partida deve estar acima do que é requerido, a fim de superar a inércia do compressor e as cargas de fricção do motor.

Os tipos básicos de motores de partida, que foram desenvolvidos para uso nos motores de turbina a gás, são motores elétricos C.C., turbina de ar e combustão. Um sistema de partida de impacto é algumas vezes usado em motores pequenos. Uma partida desse tipo consiste de jatos de ar comprimido, dirigidos para dentro do compressor ou da carcaça da turbina, de modo que a rajada do jato de ar seja direcionada para dentro do compressor ou das palhetas do rotor da turbina, causando sua rotação.

O gráfico na figura 7-11 ilustra uma seqüência típica de partida para um motor de turbina a gás, a despeito do tipo de motor empregado. Tão logo o arranque tenha acelerado o compressor suficientemente para estabelecer o fluxo de ar através do motor, a ignição é ligada, e depois o combustível.

A seqüência exata do procedimento de partida é importante, desde que haja fluxo de ar suficiente através do motor para suportar a combustão, antes que a mistura ar/combustível seja inflamada.

A baixas velocidades do eixo do motor, a razão do fluxo de combustível não é suficiente

para possibilitar a aceleração do motor e, por essa razão, o motor de partida continua a girar até que a velocidade de auto aceleração tenha sido conseguida.

Se a assistência do motor de partida for cortada abaixo da velocidade de auto aceleração, o motor falha para acelerar até a velocidade de marcha lenta, ou pode ainda ser desacelerado, porque não pode produzir energia suficiente para

sustentar a rotação ou para acelerar durante a fase inicial do ciclo de partida.

O motor de partida deve continuar a auxiliar o motor, consideravelmente acima da velocidade de auto aceleração, para evitar um retardo no ciclo de partida, que poderia resultar em uma partida quente ou falsa, ou uma combinação de ambas.

Em pontos apropriados na seqüência, o motor de partida, e geralmente a ignição, serão desligados automaticamente.

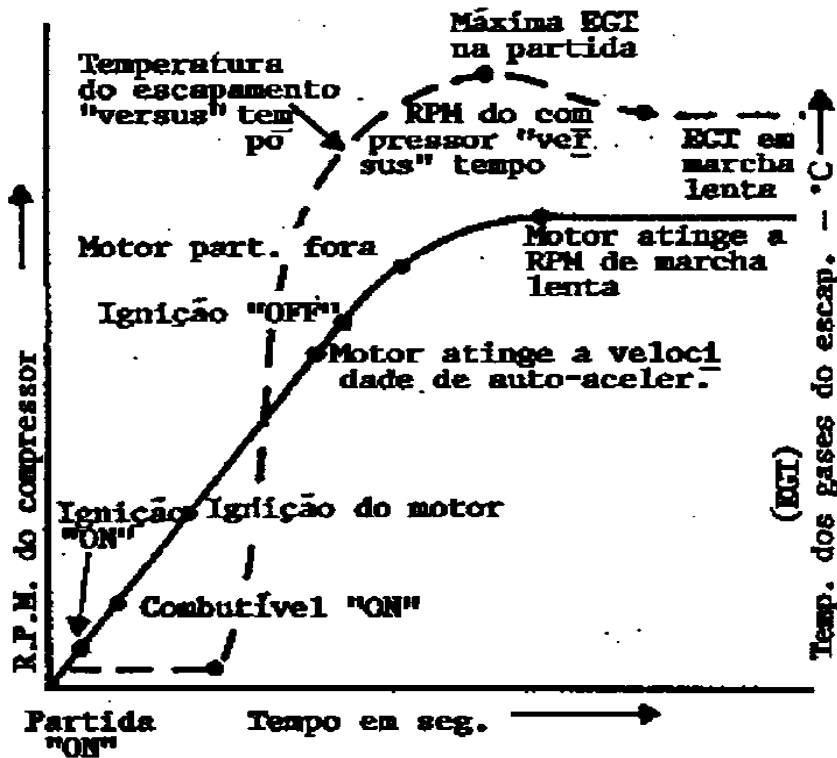


Figura 7-11 Típica seqüência de partida de motor a turbina

Sistemas elétricos de partida

Os sistemas elétricos de partida são de dois tipos, em geral: (1) Sistemas elétricos de acionamento direto; e (2) Sistemas de arranque-gerador.

Os sistemas elétricos de partida de acionamento direto são similares aqueles usados nos motores alternativos. O sistema de motor de partida arranque-gerador são similares aos sistemas elétricos de acionamento direto. Eletricamente, os dois sistemas podem ser idênticos, mas o motor de "arranque-gerador" é permanentemente acoplado com o eixo do motor através de necessárias engrenagens de

acionamento, enquanto o motor de partida de acionamento direto deve empregar alguns meios de desacoplamento do eixo após o acionamento do motor da aeronave.

Motores de partida de acionamento direto nos motores de tubina a gás

Em alguns arranques de acionamento direto, usados nos motores de turbina a gás, nenhuma embreagem de alívio de sobrecarga ou mecanismo de engrenagem de redução são usados. Isto acontece por causa dos requerimentos de baixo torque e de alta velocidade para a partida dos motores de turbina a gás.

Um mecanismo de redução de voltagem é utilizado, principalmente nos sistemas de partida para evitar danos no conjunto de acoplamento.

A figura 7-12 mostra o circuito de controle de redução de voltagem. O mecanismo é montado em alojamento à prova de explosão, que contém 5 relés e uma resistência de 0,042 ohm. Quando a chave da bateria é fechada, a mola do relé de retardo é energizada. O aterramento do circuito para a mola deste relé é completada através do motor de partida.

Quando a chave do motor de partida é movida para a posição partida, um circuito é completado para a mola de aceleração. O fechamento dos contatos do relé completam um circuito da barra, através dos contatos fechados, o resistor de 0,042 ohm, da bobina do relé em série, e finalmente através do motor de partida para o aterramento. Desde que o resistor de 0,042 ohm cause uma queda na voltagem, a baixa voltagem é aplicada ao motor de partida, evitando danos de torque elevado. O relé de retardo volta para sua posição normal (fechado), desde que nenhuma diferença de potencial exista entre os terminais

da bobina do relé de retardo com os contatos fechados do relé de aceleração.

O fechamento do relé de retardo completa um circuito para a bobina do relé do motor (fig. 7-12). Com o relé do motor energizado, um circuito completo existe através desse relé e a bobina do relé em série para o motor de partida, desviando o resistor de 0,042ohm.

Quando a corrente de 200 ampères ou mais flui para o motor de partida, a bobina do relé em série é energizada suficientemente para fechar os seus contatos. A chave do motor de partida pode então estar liberada para retornar para sua posição normal "off", porque o circuito do motor de partida está completo através do relé de parada, e o relé em série contacta a mola do relé do motor.

Conforme o motor de partida aumenta a rotação, uma força eletromotiva contrária se desenvolve o suficiente para permitir ao relé em série abrir-se e interromper o circuito para o relé do motor.

Entretanto, o período de partida é controlado automaticamente pela velocidade do motor de arranque.

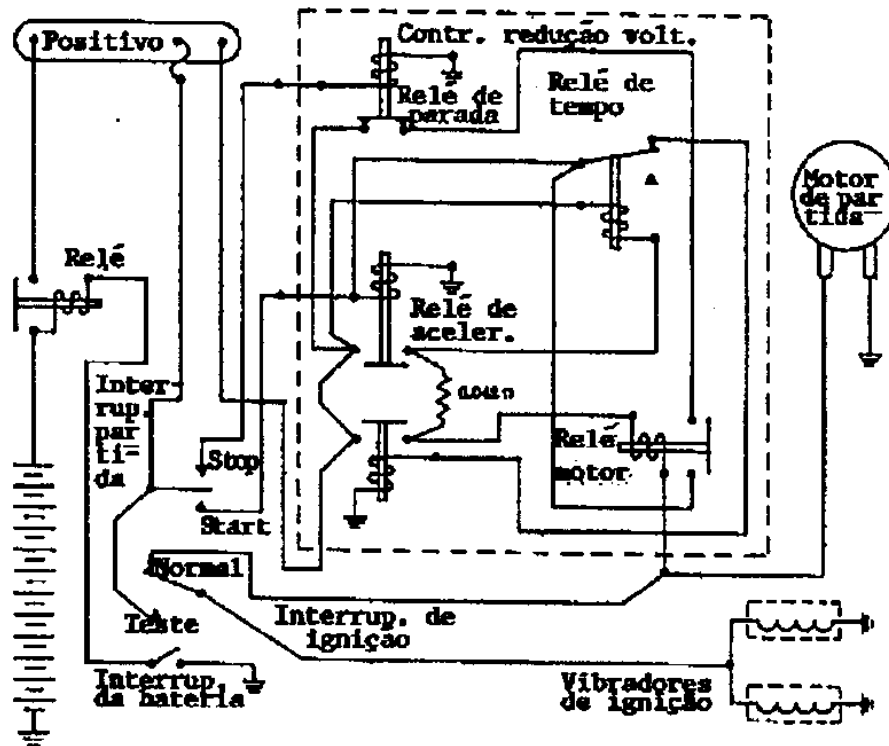


Figura 7-12 Figura Circuito de controle de redução de voltagem para sistema de partida de engrazamento direto para motor de turbina a gás

SISTEMA DE PARTIDA ARRANQUE-GERADOR

Muitos dos aviões de turbina a gás são equipados com sistemas de arranque-gerador. Esses sistemas de partida usam uma combinação de arranque-gerador que opera como um motor de arranque para acionar o motor durante a partida; e após o motor ter alcançado a velocidade de auto-sustentação, opera como um gerador para suprir a potência do sistema elétrico.

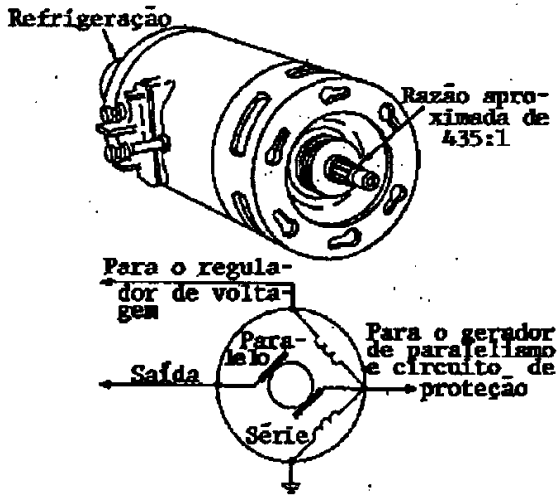


Figura 7-13 Típico "Arranque-gerador"

A unidade arranque-gerador, mostrada na figura 7-13, é basicamente uma derivação do gerador com uma quantidade adicional de enrolamentos em série. Este enrolamento em série está eletricamente conectado para produzir um forte campo, resultando num alto torque para a partida.

As unidades arranque-gerador são desejáveis por um ponto de vista econômico, uma vez que executa as funções de ambos, arranque e gerador. Adicionalmente, o peso total dos componentes do sistema de partida é reduzido, e poucas peças de reposição são requeridas.

O circuito interno de um arranque-gerador mostrado na figura 7-14 tem 4 enrolamentos de campo: (1) Campos em série (campo "C"); (2) Uma derivação do campo; (3) Um campo de compensação; e (4) Um enrolamento de interpolação ou comunicação. Durante a partida, os enrolamentos em série ("C"), de compensação e comunicação, são usados.

A unidade é similar ao arranque de acionamento direto, uma vez que todos os enrolamentos usados durante a partida estão em série com a fonte. Enquanto agindo como arranque, a unidade faz uso prático de sua derivação de campo. Uma fonte de 24 volts e 15500 ampères é geralmente requerida para a partida.

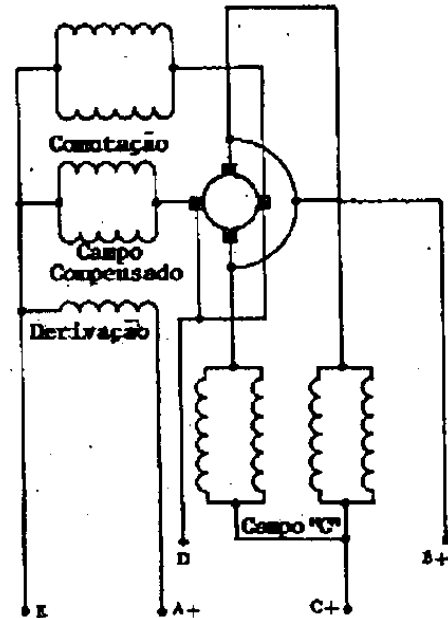


Figura 7-14 Circuito interno do arranque-gerador

Quando operando como gerador, os enrolamentos de derivação, compensação e comunicação são usados. O campo "C" é usado somente para propósitos de partida. O campo de derivação é conectado no circuito de controle de voltagem convencional para o gerador. Enrolamentos de compensação e comutação (interpolos) suprem a comutação quase sem centelha, de nenhuma carga para carga total.

A figura 7-15 ilustra o circuito externo de um arranque-gerador com um controlador de baixa corrente. Essa unidade controla o arranque-gerador quanto este é usado. Seu propósito é assegurar ação positiva de arranque, e mantê-lo operando até que o motor esteja girando rápido o suficiente para sustentar a combustão. O bloco de controle do controlador de baixa corrente contém dois relés, um é o relé do motor, que controla a entrada para o arranque; o outro é o relé de baixa corrente, que controla a operação do relé do motor.

Aviões equipados com duas baterias de 24 volts podem suprir a carga elétrica requerida para a partida pela operação das baterias instaladas em série.

A descrição seguinte do procedimento de partida usado num avião turbojato de 4 motores, equipado com uma unidade de arranque-gerador, é típico da maioria dos sistemas de partida de arranque-gerador.

A potência de partida, que só deve ser aplicada a um arranque-gerador por vez, está conectada a um terminal de seleção do arranque-gerador através de um relé de partida correspondente. A partida do motor é controlada por um painel.

Um painel de partida típico (figura 7-16) contém as seguintes chaves: chave seletora do motor, seletora de potência, de partida em vô e uma chave de partida.

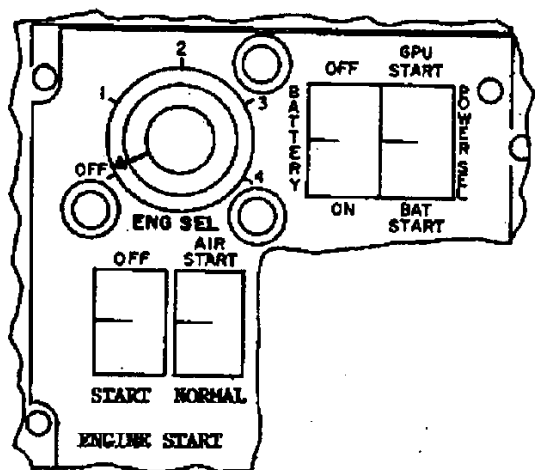


Figura 7-16 Painel de partida do motor

A chave seletora do motor mostrada na figura 7-16 tem cinco posições (“1”, “2”, “3”, “4” e “OFF”), e é girada para a posição correspondente ao motor a ser acionado.

A chave seletora de energia é usada para selecionar o circuito elétrico aplicável da fonte de externa (unidade auxiliar de energia ou bateria) que está sendo usada. A chave de partida em vô, quando colocada na posição “NORMAL”, arma o circuito de partida no solo.

Quando colocada na posição “AIR-START”, os ignitores podem ser energizados independentemente da chave de ignição da manete. A chave de partida, quando na posição

“START”, completa o circuito para o arranque-gerador do motor selecionado para a partida, e causa a rotação do motor. O painel de partida do motor mostrado, também inclui uma chave de bateria.

Quando um motor de partida é selecionado com a chave seletora, e a chave de partida é mantida na posição “START”, o relé de partida correspondente ao motor selecionado é energizado, e conecta aquele arranque-gerador do motor à barra de partida. Quando a chave de partida é colocada na posição “START”, um relé de travamento de partida é também energizado. Uma vez energizado, o relé provê seu próprio circuito de atuação e permanece energizado, provendo circuitos fechados para as funções de partida.

Durante a partida no solo, o relé de alívio temporário de sobrevoltagem para cada arranque-gerador selecionado, é energizado através de circuitos de controle de partida.

Quando o relé está energizado, a proteção de sobrevoltagem para o arranque-gerador selecionado é suspensa. Um caminho alternativo do regulador de voltagem para o arranque-gerador selecionado é também provido para remover controle e resistência indesejáveis do campo de derivação de partida.

Em algumas aeronaves, uma chave de bateria está instalada no compartimento do receptáculo da fonte externa. Quando a porta é fechada, ativando a chave, os circuitos de controle de partida no solo funcionam somente para partida com a bateria. Quando a porta é aberta, somente partidas com a fonte externa podem ser efetuadas.

Um relé em série para a bateria é também uma unidade necessária no sistema de partida. Quando energizado, o relé da bateria conecta duas baterias de 24 volts em série para o barramento de partida, provendo uma voltagem inicial de 48 volts.

A grande queda de voltagem, que ocorre na entrega da corrente necessária para a partida, reduz a voltagem em aproximadamente 20 volts. A voltagem aumenta gradualmente, à medida em que a corrente de partida diminui com a aceleração do motor e a voltagem no barramento do arranque. Eventualmente, se aproxima do seu máximo original de 48 volts.

PROBLEMAS	ISOLANDO O PROBLEMA	AÇÃO CORRETIVA
<i>O MOTOR DA AERONAVE NÃO GIRA DURANTE A TENTATIVA DE PARTIDA</i>		
Baixo suprimento de voltagem para o arranque.	Verificar a voltagem da bateria ou da fonte externa.	Ajustar a voltagem da fonte externa ou das baterias.
Chave de força defeituosa.	Verificar a continuidade do interruptor.	Substituir a chave.
Interruptor do quadrante da manete.	Verificar a continuidade do interruptor.	Substituir o interruptor.
Relé de travamento (lockout) energizado.	Verificar a posição da chave de controle do gerador.	Colocar a chave na posição "OFF".
Relé em série da bateria está defeituoso.	Com o circuito de partida energizado, verificar se através da bobina do relé em série da bateria, acusa 48 V.C.C.	Substituir o relé se não houver voltagem.
O relé de partida está defeituoso.	Com o circuito de partida energizado, verificar se através da bobina do relé de partida, cruzam 48 V.C.C.	Substituir o relé se não houver voltagem.
Defeito no motor de arranque.	Com o circuito de partida energizado, verificar se a voltagem adequada chega ao arranque.	Se houver voltagem, substituir o arranque.
Defeito no relé de travamento ligado (lock-in).	Com o circuito de partida energizado, verificar se através da bobina do relé cruzam 28 V.C.C.	Substituir o motor da aeronave.
Eixo de acionamento do arranque de um componente da caixa de engrenagens está cisalhado.	Ouvir som do arranque durante a tentativa de partida. Se o arranque gira e o motor da aeronave não, o eixo está cisalhado.	Substituir o motor da aeronave.
O MOTOR DA AERONAVE DÁ PARTIDA, MAS NÃO ACELERA PARA A MARCHA LENTA		
Arranque com voltagem insuficiente.	Testar a voltagem terminal do arranque.	Utilizar uma fonte externa de maior potência, ou aumentar a carga da bateria.
O MOTOR DA AERONAVE FALHA NA PARTIDA QUANDO A MANETE É COLOCADA EM MARCHA LENTA (IDLE)		
Sistema de ignição com defeito.	Ligar o sistema e ouvir se os acendedores estão operando.	Limpar ou substituir os acendedores, ou substituir os excitadores ou a fiação para os acendedores.

Tabela 2 Procedimentos para pesquisa de problemas no sistema de partida "Arranque-gerador"

Algumas aeronaves multimotoras equipadas com arranque-geradores incluem um relé de partida em paralelo no seu sistema de partida. Após a partida dos dois primeiros motores de uma aeronave quadrimotora o fluxo de corrente necessário para a partida dos outros dois motores

passa através de um relé de partida em paralelo. Após a partida dos dois primeiros motores, o requerimento de potência, necessário para a partida, conecta as duas baterias em série. Assim que o geradores de dois ou mais motores estejam provendo energia, a energia combinada das duas

baterias em série não é mais necessária. Quando o relé de partida em paralelo é energizado, o circuito da bateria é trocado de série para paralelo.

Para dar a partida num motor com as baterias do avião, a chave de partida é colocada na posição “START” (Figura 5-16). Isto completa um circuito através de um disjuntor, da chave de ignição da manete e da chave seletora do motor, para energizar o relé de travamento na posição ligada (*lock-in*). A energia, então, tem um caminho da chave do arranque através da posição “BAST START” da chave seletora de energia, para energizar o relé de baterias em série, pois ele conecta as baterias do avião em série com a barra de partida.

Energizando o relé do arranque do motor nº 1, direciona-se energia da barra de partida para o arranque-gerador nº 1, que então gira o motor.

Ao mesmo tempo em que as baterias são conectadas para a barra de partida, a energia é direcionada para a barra apropriada pela chave de ignição da manete. O sistema de ignição é conectado para a barra de partida através de um relé de sobretensão, que não se torna energizado até que o motor comece a acelerar e a tensão da barra de partida chegue a cerca de 30 volts.

Conforme o motor é girado pelo arranque, a aproximadamente 10% de r.p.m., a manete é avançada para a posição “IDLE” (Marcha Lenta). Esta ação atua sobre a chave de ignição da manete, energizando o relé do ignitor. Quando o relé do ignitor é fechado, a energia é provida para excitar os ignitores e inflamar o motor.

Quando o motor chega entre 25 a 30% de r.p.m., a chave de partida é liberada para a posição “OFF” .

Isto remove os circuitos de ignição e partida do ciclo de partida do motor, que então acelera sob sua própria potência.

Pesquisa de panes do sistema de partida arranque-gerador

Os procedimentos listados na tabela 2 são típicos daqueles usados para reparo de mal funcionamento no sistema de partida de arranque-gerador, similar ao sistema descrito nesta seção. Esses procedimentos são apresentados como um guia. As instruções apropriadas dos fabricantes e

as diretivas aprovadas de manutenção de vem sempre ser consultadas para a aeronave envolvida.

SISTEMAS ELÉTRICOS DE IGNIÇÃO

Os requisitos básicos para o sistema de ignição de motores de combustão interna são sempre os mesmos, independente do tipo de motor envolvido ou do feitiço dos componentes do sistema.

Esse sistema deve liberar uma centelha de alta energia para cada cilindro do motor na seqüência de ignição, com um número de graus de avanço predeterminado em relação ao ponto morto alto do pistão.

A tensão de alimentação do sistema deve ser suficiente para garantir a ocorrência do centelhamento entre os eletrodos da vela, sob todas as condições de operação.

O sistema de ignição dos motores a reação é operado apenas durante o ciclo de partida do motor, sendo, portanto, menos complexo e estando sujeito a um menor número de problemas em comparação com os sistemas de ignição dos motores convencionais.

O sistema de ignição do motor alternativo pode ser dividido em duas classes: ignição por bateria ou ignição por magneto. O sistema é também classificado como: simples ou de ignição dupla.

O sistema simples consiste em um magneto e fiação associada. Esse sistema foi usado em muitos motores pequenos de baixa rotação; atualmente é mantido em uso em pequenos motores de cilindro opostos de aeronaves.

SISTEMA DE IGNIÇÃO POR BATERIA

Poucas aeronaves ainda utilizam o sistema de ignição por bateria, onde o suprimento de energia elétrica provém de uma bateria ou de um gerador, ao invés do magneto.

Esse sistema é similar ao utilizado na maioria dos automóveis. Um excêntrico, acionado pelo motor, comanda a abertura de um contato elétrico diversas vezes para interromper o fluxo de corrente da bobina primária de um transformador. O resultado do colapso do campo magnético induz uma alta tensão na bobina

secundária, a qual é direcionada por um distribuidor para o cilindro apropriado. A figura 7-17 mostra o esquema simplificado deste sistema.

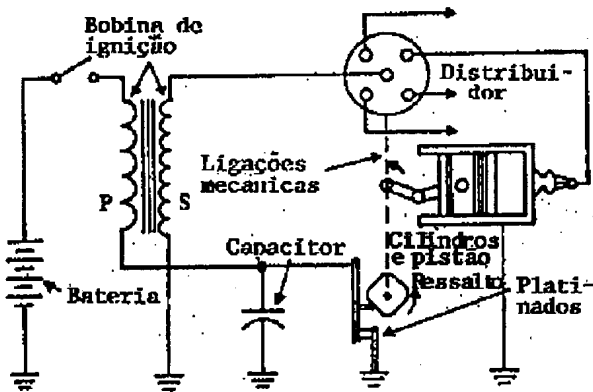


Figura 7-17 Sistema de ignição por bateria

SISTEMA DE IGNIÇÃO POR MAGNETO

O magneto, um tipo especial de gerador de corrente alternada acionado pelo motor, usa um ímã permanente como fonte de energia. Ele desenvolve alta voltagem, forçando uma centelha que salta entre os eletrodos da vela em cada cilindro. Sua operação está sincronizada com o motor, de maneira que a centelha ocorra somente quando o pistão estiver no curso apropriado em um específico número de graus do eixo de manivelas, antes do ponto morto alto.

O sistema de ignição por magneto nos aviões pode ser classificado como : sistema por magneto de baixa ou de alta tensão. O de baixa tensão (que será comentado posteriormente) gera uma baixa voltagem que é distribuída para uma bobina de transformador, próximo de cada vela,

eliminando assim alguns problemas inerentes ao sistema de alta tensão.

O sistema por magneto de alta tensão é o mais antigo dos dois e, desprezando algumas desvantagens, ainda é o mais largamente usado na aviação.

Sistema por magneto de alta tensão

O sistema por magneto de alta tensão pode ser dividido, para efeito de discussão, em três circuitos distintos; são eles: o circuito magnético, o circuito elétrico primário e o circuito elétrico secundário.

O circuito magnético consiste em um ímã permanente rotativo de múltiplos pólos, um núcleo de ferro doce, e sapatas polares

O ímã é acionado pelo motor, e gira na folga entre as sapatas polares, para fornecer linhas magnéticas de força (fluxo), necessárias para produzir uma voltagem elétrica. Os pólos do ímã estão arranjados com polaridades alternadas, de modo que o fluxo magnético consiga, saindo do pólo norte, passar através do núcleo de ferro doce, retornando ao pólo sul.

Quando o ímã está na posição mostrada em “A”, da figura 7-18, o número de linhas de força através do núcleo da bobina é máximo, porque os dois pólos, magneticamente opostos, estão perfeitamente alinhados com os pólos da ferradura.

Essa posição do ímã rotativo é chamada de “capacidade plena”.

Ela produz o número máximo de linhas de força magnética no sentido horário através do circuito magnético, partindo da esquerda para a direita, do núcleo.

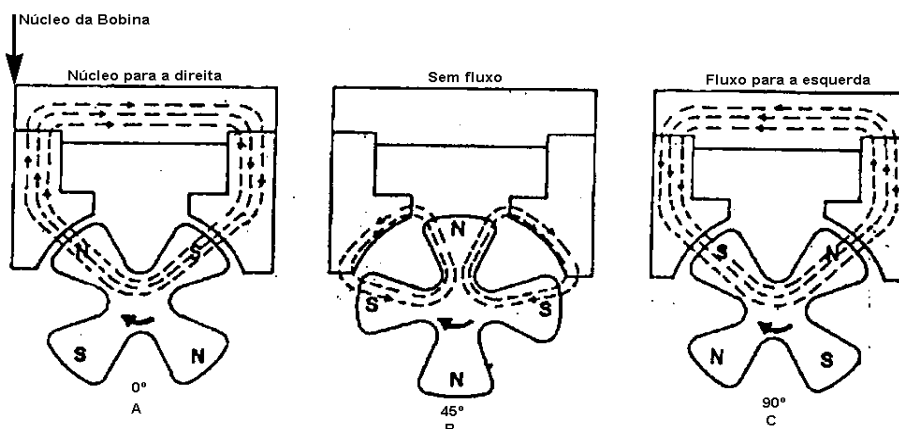


Figura 7-18 Fluxo magnético nas três posições do ímã rotativo

Conforme o ímã vai saindo da posição de capacidade plena, a quantidade de fluxo através do núcleo vai diminuindo. Isso ocorre devido aos pólos do ímã serem afastados das sapatas polares, permitindo que apenas parte das linhas de fluxo passem através do núcleo.

Quanto mais o ímã se afasta da posição de capacidade plena, mais e mais linhas são curto-circuitadas através das extremidades das sapatas. Finalmente, na posição neutra (45° da posição de capacidade plena), todas as linhas estarão curto-circuitadas, e não haverá fluxo através do núcleo da bobina (“B” da figura 7-18).

Conforme o ímã gira de 0° para 45°, o número de linhas de fluxo através do núcleo da bobina diminui, da mesma maneira como ocorre o colapso gradual do fluxo do campo magnético de um eletroímã comum.

A posição neutra é aquela onde um dos ímãs permanentes encontra-se entre as sapatas polares.

Como o ímã gira no sentido horário, as linhas de fluxo que haviam sido curto-circuitadas nas extremidades da ferradura começam a fluir novamente através do núcleo da bobina. Entretanto, desta vez, as linhas fluem no sentido contrário, conforme é mostrado em “C” da figura 7-18.

A inversão do fluxo se deve ao fato de que o ímã, saindo da posição neutra, deixa o pólo norte em frente à sapata direita em vez da esquerda. (Ilustrado em “A” da figura 7-18).

Quando o ímã é girado novamente num total de 90°, mais uma vez a posição de capacidade plena é atingida, conseqüentemente o fluxo máximo é obtido, mas em sentido contrário.

A progressão de 90° do ímã é ilustrada graficamente na figura 7-19, onde a curva mostra como a densidade do fluxo magnético do núcleo da bobina (sem a bobina primária em torno do núcleo) muda ao passo que o ímã gira.

A figura 7-19 mostra que, conforme o ímã se afasta da posição de capacidade plena (0°), o fluxo vai diminuindo até atingir zero, exatamente na posição neutra (45°).

Agora à medida que o ímã se afasta da posição neutra, o fluxo aumenta, porém em sentido contrário, como indicado pela curva abaixo da linha horizontal. Em 90°, mas uma vez o fluxo máximo é atingido.

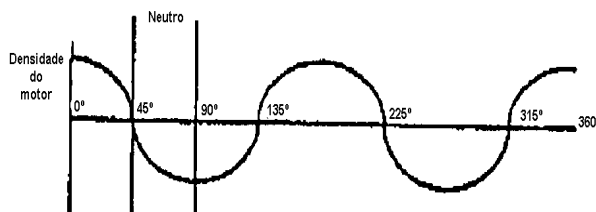


Figura 7-19 Mudança na densidade do fluxo durante a rotação do ímã

Desta forma, para cada volta completa (360°) do ímã de quatro pólos, existirão quatro posições de fluxo máximo e quatro posições de fluxo reverso.

Uma discussão do circuito magnético demonstra como o núcleo da bobina é afetado pela rotação do ímã permanente, ficando sujeito a uma elevação ou redução do campo magnético e a uma mudança na polaridade, a cada progressão radial de 90° do ímã.

Uma bobina que faz parte integrante do circuito elétrico primário do sistema de ignição por magneto de alta tensão, quando é enrolada em torno do núcleo de ferro doce, também é afetada pela variação do campo magnético.

O circuito elétrico primário (figura 7-20) consiste em um par de contatos chamados de platinado (visto receberem um banho de platina, melhorando a condução elétrica e evitando a corrosão dos mesmos), um condensador e uma bobina de fios eletricamente isolados.

A bobina é constituída de várias espiras de fio grosso em cobre, com uma de suas extremidades aterrada no próprio núcleo, e a outra conectada ao contato platinado que não se encontra aterrado (ver figura 7-20).

O circuito primário é fechado somente quando os dois contatos se juntam. A terceira unidade no circuito, que é o condensador, está conectado em paralelo com o par de contatos. O condensador evita o arco voltaico entre os contatos quando o circuito está aberto, e acelera o colapso do campo magnético sobre a bobina primária.

O platinado será comandado próximo da posição de capacidade plena. Quando os contatos se tocam, o circuito elétrico primário está fechado e a rotação do ímã induz um fluxo de corrente na bobina. Essa corrente, por sua vez, gera um campo magnético, que possui a tendência de se

opor a qualquer mudança no fluxo gerado pelo circuito de ímãs permanentes.

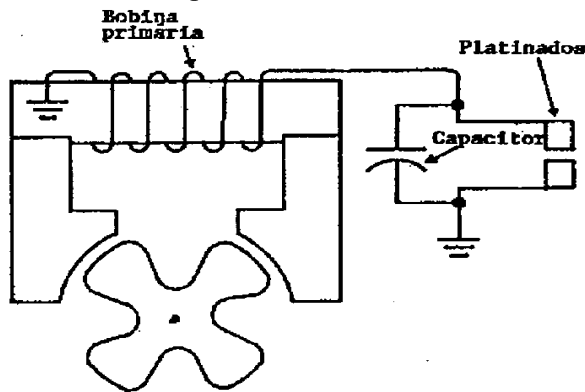


Figura 7-20 Circuito elétrico primário de um magneto de alta tensão

Enquanto a corrente induzida estiver circulando no circuito primário (bobina), ela se opõe a qualquer redução do fluxo magnético no núcleo. Isso está de acordo com a Lei de Lenz, que afirma: “Uma corrente induzida, sempre que fluindo em uma determinada direção, faz com que o magnetismo (gerado por esta corrente) se oponha a qualquer alteração a ele induzido”.

Para rever a Lei de Lenz, consulta-se o capítulo 8 de Matérias Básicas. Desta maneira, a corrente que passa pelo circuito primário mantém o fluxo magnético com um elevado valor e na mesma direção, até que o ímã em rotação tenha tempo de passar pela posição neutra para um ponto poucos graus à frente. Essa posição é chamada de folga “E” (onde “E” corresponde a eficiência e “folga” ao vão entre as sapatas polares).

Com o rotor de ímãs em posição de folga “E” e a bobina primária mantendo o campo magnético do circuito em polaridade oposta, uma brusca mudança na direção do fluxo pode ser obtida pela abertura dos contatos.

A abertura dos contatos interrompe a circulação de corrente no circuito primário, e permite que o rotor de ímãs inverta rapidamente o sentido do fluxo magnético na bobina. Essa súbita reversão produz uma brusca mudança no sentido do fluxo no núcleo, que é sentida por uma segunda bobina chamada de secundária (exposta magneticamente, mas eletricamente isolada no núcleo), na qual será induzido um pulso de corrente de alta voltagem, pulso este necessário

para provocar o centelhamento entre os eletrodos da vela.

Como o rotor está em movimento, na próxima vez em que estiver próximo de atingir a posição de capacidade plena, os contatos da bobina primária se fecharão novamente e o ciclo será repetido para provocar o centelhamento dos eletrodos da próxima vela do pistão seguinte na seqüência da ordem de fogo.

A seqüência de eventos pode, agora, ser revista em maiores detalhes para explicar como a situação de indução magnética ocorre.

Com o platinado, o excêntrico (came) e o condensador conectados no circuito, como mostrado na figura 7-21, a ação cíclica é representada pela curva gráfica da figura 7-22 quando o rotor gira.

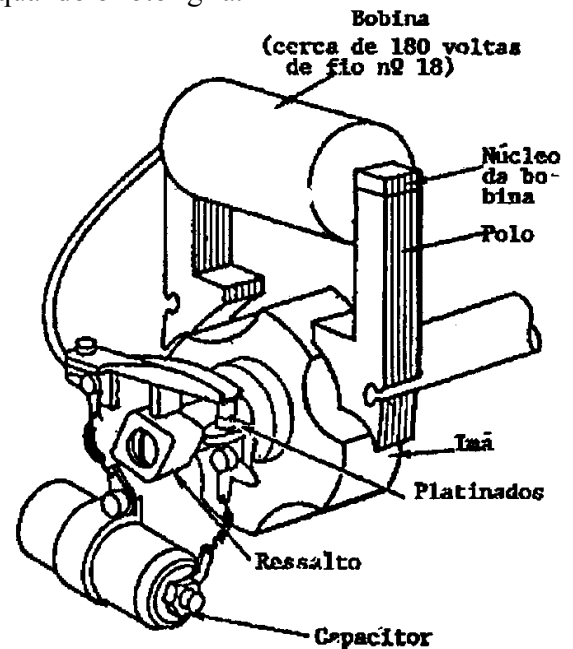


Figura 7-21 Componentes do circuito

Na parte “A” da figura 7-22, é mostrada a curva original do fluxo estático. Abaixo da curva é indicado o momento de abertura e fechamento do platinado. Nota-se que essa abertura e fechamento são sincronizados pelo excêntrico. Os contatos se tocam no momento em que a maior quantidade de fluxo estiver passando através do núcleo, e separam-se após a posição neutra. Uma vez que existem quatro ressaltos no excêntrico, os contatos irão fechar e abrir quatro vezes, na mesma relação das quatro posições neutras do rotor magnético. Também, os intervalos de tempo

entre os momentos de abertura e fechamento são aproximadamente os mesmos.

Partindo da posição de máximo fluxo (demarcada como 0° e que se encontra no topo da figura 7-22), a seqüência de eventos é descrita nos próximos parágrafos.

Quando o rotor de ímãs é acionado em direção ao neutro, a quantidade de fluxo através do núcleo começa a diminuir (D da figura 7-22). Esta mudança do fluxo induz uma corrente na bobina primária (C da figura 7-22) que, por sua vez induz um campo magnético em torno da própria bobina por onde circula. Esse campo

magnético se opõe a qualquer alteração de seu fluxo.

Quando o rotor estiver em neutro nenhuma corrente circula pela bobina primária, conseqüentemente, o fluxo no núcleo cai a zero e começa a aumentar em direção oposta, conforme o ímã se afasta do neutro (a curva do fluxo estático é mostrada pela linha tracejada em "D" da figura 7-22). No entanto, a ação eletromagnética da corrente primária evita que o fluxo se altere, e mantém o campo temporariamente inalterado (linha do fluxo resultante em "D" da figura 7-22).

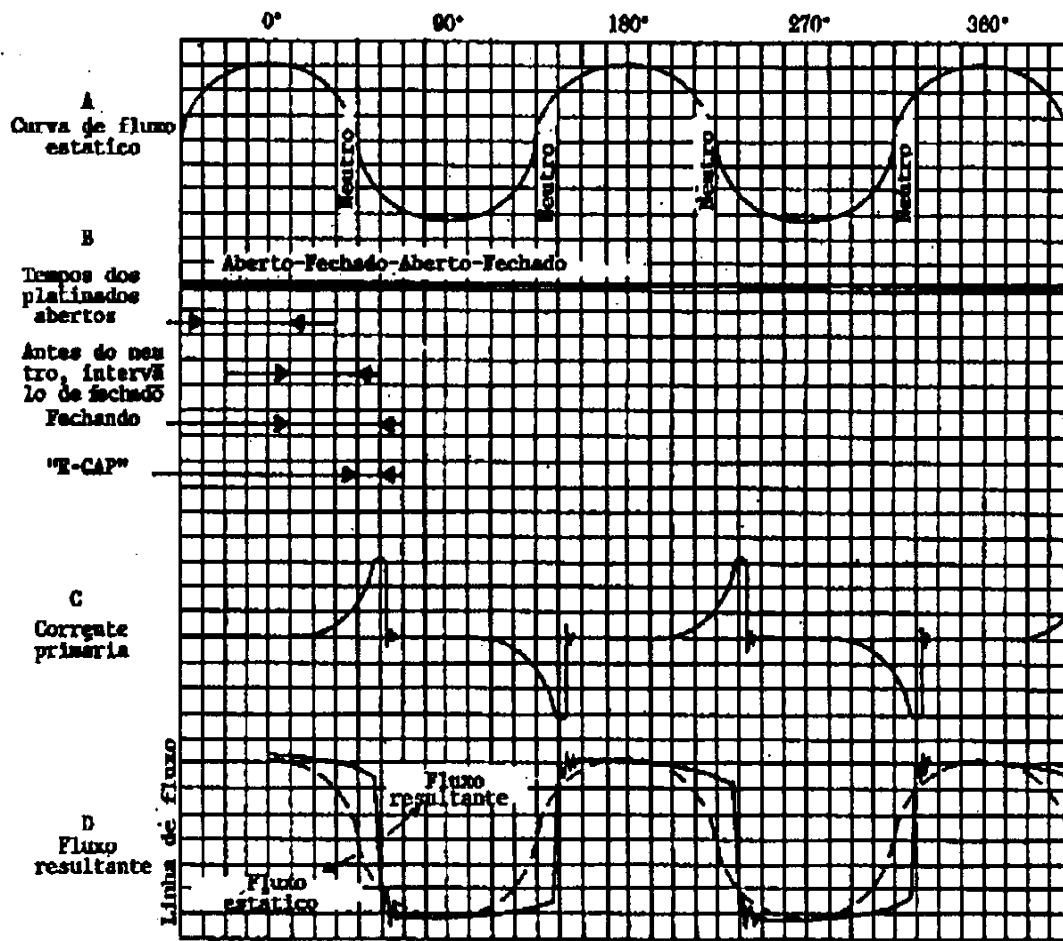


Figura7-22 Curvas do fluxo magnético

Como resultado desse processo, observa-se que ocorre um elevado colapso no circuito magnético, durante o tempo que o rotor de ímãs leva até atingir a posição na qual os contatos estavam próximos de abrir. Os platinados, quando abertos, funcionam com o condensador para

interromper o fluxo de corrente na bobina primária, causando uma mudança extremamente rápida no fluxo. A alta tensão na bobina secundária é descarregada através dos eletrodos da vela, para inflamar a mistura ar/ combustível no cilindro do motor.

Cada centelha consiste em um pico de descarga, após o qual uma série de pequenas oscilações ocorrem. Isso continua até que a tensão se torne muito baixa para manter a descarga.

A corrente flui na bobina secundária, durante o tempo levado para descarregá-la completamente.

A energia no circuito magnético é completamente dissipada, durante o tempo que os contatos se encontram fechados para a geração da centelha seguinte.

Conjunto de contatos platinados

Esse conjunto, usado em sistemas de ignição por magneto de alta tensão, abre e fecha automaticamente o circuito primário no devido tempo, em relação à posição do pistão no cilindro, no qual está ocorrendo o centelhamento.

A interrupção do fluxo da corrente primária é conseguida através de um par de contatos platinados, feito de uma liga resistente à corrosão e ao calor.

A maioria dos platinados utilizados em sistemas de ignição de aeronaves são do tipo desarticulados, no qual um dos contatos é móvel e o outro fixo (ver figura 7-23).

O contato móvel, suportado por uma lâmina, está isolado da carcaça do magneto e conectado a bobina primária (figura 7-23).

O contato fixo está aterrado a carcaça para fechar o circuito primário quando os contatos se tocam; e o came rotativo está ajustado de maneira que os contatos se afastem no devido tempo.

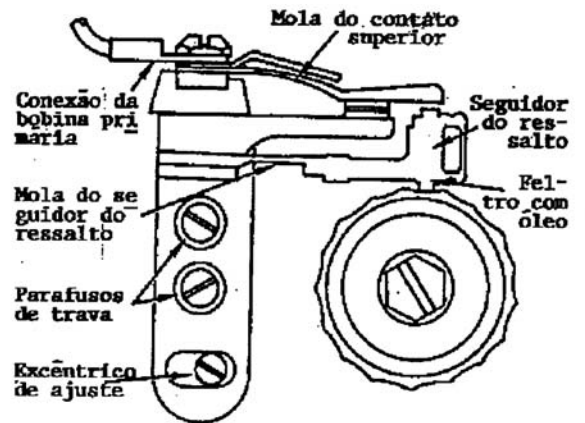


Figura 7-23 Platinado do tipo desarticulado e ressalto

Ainda fazendo parte deste conjunto, encontraremos o seguidor do came, suportado pela mesma lâmina, a qual o manterá com uma certa tensão contra o came rotativo.

O seguidor do came composto de um aglomerado em mica (ou material similar) se encontra apoiado no came rotativo e afasta o contato móvel do contato fixo toda vez que o ressalto o empurra para cima. Um feltro com óleo, instalado sob a lâmina, lubrifica e evita a corrosão do came.

Um tipo simples de platinado pode ser encontrado em alguns motores de baixa potência. Esse tipo, chamado de articulado, possui uma dobradiça ou um pivô suportando uma alavanca, onde na extremidade oposta se encontra um dos platinados. O outro platinado está preso a uma lâmina estacionária.

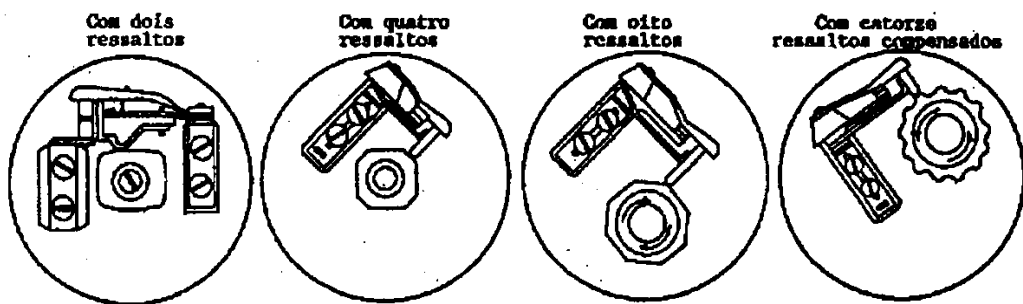


Figura 7-24 Platinados típicos

Uma bucha de fricção, normalmente feita de materiais fibrosos, está instalada próximo ao centro da alavanca. Quando o motor aciona o came, os ressaltos exercem pressão contra a

bucha, causando o movimento da alavanca no sentido de aproximar as extremidades pivotadas, conseqüentemente afastando os contatos platinados e abrindo o circuito.

O came rotativo pode ser acionado diretamente pelo eixo do rotor do magneto, ou através de uma caixa de engrenagens. A maioria dos motores radiais usa um came compensado, que já é desenhado para operar com um motor específico, possuindo um ressalto para cada cilindro em que ocorre a centelha.

Os ressaltos são usinados em intervalos desiguais para compensar as variações do ponto morto superior de cada posição. Um came compensado de 14 ressaltos, junto com os outros não compensados de 02, 04 e 08 ressaltos são mostrados na figura 7-24. O espaço desigual entre os ressaltos do came compensado, embora proporcione a mesma posição relativa do pistão para que a ignição ocorra, causa uma pequena variação da folga “E” do rotor de ímãs e, desta forma, uma pequena variação no impulso de alta tensão gerado pelo magneto.

Uma vez que o espaço entre os ressaltos é feito sob medida para cada cilindro de um motor em particular, os comes compensados são marcados para mostrar a série do motor e a localização da biela mestra ou bielãs, o ressalto usado para regulagem do magneto, a direção de rotação do came, e a especificação da folga “E” do rotor em graus além de neutro. Em adição a estas marcas, o came recebe um corte, o qual, quando alinhado com o risco de marcação na carcaça do magneto, coloca o rotor na posição de folga “E” para ajuste do cilindro.

Uma vez que os contatos devem iniciar sua abertura quando o rotor se encontra na posição folga “E”, o corte no came alinhado com a marca na carcaça proporciona um rápido e fácil método de estabelecer a exata posição de folga “E”, para verificação e ajuste do platinado.

Conjunto de bobinas

O conjunto das bobinas do magneto consiste em um núcleo em ferro doce, em torno do qual encontraremos as bobinas primária e secundária, sendo que a secundária se encontra enrolada sobre a primária.

A bobina secundária é feita de um enrolamento contendo aproximadamente 13.000 voltas de fio fino e isolado, com um terminal eletricamente aterrado à bobina primária ou ao núcleo, e o outro terminal conectado ao rotor do

distribuidor. Ambas as bobinas são revestidas com um material não condutivo como baquelite, borracha rígida, ou cambraia envernizada. Por fim, o conjunto é fixado nas sapatas polares por parafusos e braçadeiras.

Quando o circuito primário está fechado, a corrente que flui através da bobina primária produz linhas de força magnéticas que atravessam o enrolamento secundário, induzindo uma força eletromotriz.

Quando o circuito primário é aberto, o campo magnético sobre o enrolamento primário entra em colapso, levando o enrolamento secundário a ser atravessado pelas linhas de força. A potência da tensão induzida no enrolamento secundário, quando todos os outros fatores permanecem constantes, é determinada pelo número de espiras do enrolamento. Uma vez que a maioria dos magnetos de alta tensão possui milhares de voltas na bobina secundária, uma voltagem muito alta, geralmente superior a 20.000 volts é gerada no circuito secundário para vencer o vão livre entre os eletrodos da vela.

Distribuidor

A alta tensão induzida na bobina secundária é enviada ao distribuidor, o qual consiste em duas partes. A parte rotativa é chamada de rotor do distribuidor e a estacionária, de bloco do distribuidor.

A parte rotativa, que pode ter formato de um disco, tambor, ou lingueta, é confeccionada em material não-condutor com um condutor embutido.

A parte estacionária consiste de um bloco também feito de um material não-condutor, que possui terminais e receptáculos para terminais, no qual a fiação para o distribuidor é conectada. Em alguns sistemas, o conjunto distribuidor é parte integrante do magneto, mas em outros, estão remotamente localizados e separadamente acionados.

No momento em que o rotor de ímãs encontra-se na posição de folga “E” para o cilindro nº 1 e o platinado aberto, o rotor do distribuidor alinha-se com o eletrodo nº 1 no bloco distribuidor.

A tensão secundária induzida no momento que o platinado abre, passa pelo rotor, onde

ocorre o arco num pequeno vão de ar para o eletrodo nº 1 do bloco.

Já que o distribuidor gira com metade da velocidade do eixo de manivelas em todos os motores de quatro tempos, o bloco terá tantos eletrodos quantos cilindros existirem, ou tantos eletrodos como cilindros servidos pelo magneto.

Os eletrodos estão localizados circunferencialmente em torno do bloco distribuidor, de tal maneira que, conforme o motor gira, um circuito é completado para um diferente cilindro e uma vela, cada vez que ocorre o alinhamento entre a lingueta do rotor e um eletrodo no bloco distribuidor.

Os eletrodos do bloco distribuidor são numerados na seqüência de rotação do rotor (figura 7-25).

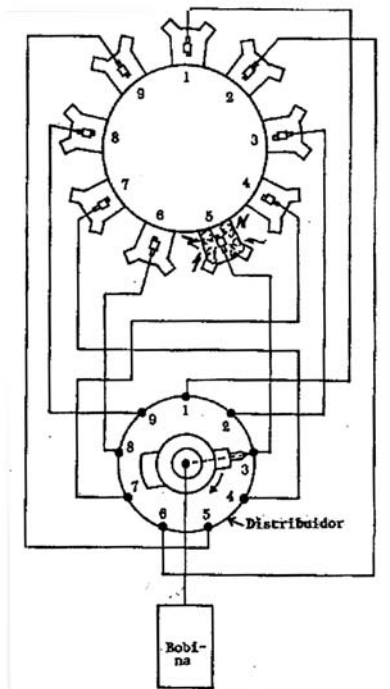


Figura 7-25 Relação entre os números dos terminais do distribuidor e os dos cilindros

Os números do distribuidor representam mais propriamente a ordem de centelha do magneto do que o número do cilindro do motor.

O eletrodo do distribuidor marcado com "1" é conectado à vela nº 1 no cilindro nº 1; o eletrodo marcado com "2" para o segundo cilindro a ser explodido; o eletrodo marcado com "3" para o terceiro cilindro a ser explodido, e assim por diante.

Na figura 7-25, a lingueta do rotor do distribuidor está alinhada com o eletrodo marcado "3", o qual explode o cilindro nº 5 de um motor radial de 9 cilindros. Uma vez que a seqüência de explosão de um motor radial de 9 cilindros é 1-3-5-7-9-2-4-6-8, o terceiro eletrodo na ordem de centelhamento do magneto servirá o cilindro nº 5.

Nas instalações onde o magneto e o rotor do distribuidor são combinados em um único conjunto, a lingueta do distribuidor será ajustada na revisão ou na fabricação. Nos motores onde o distribuidor está separado do magneto, o distribuidor assim como o magneto, devem ser manualmente ajustados para o cilindro na apropriada distribuição de alta tensão.

Ventilação do magneto e do distribuidor

Uma vez que o magneto e o conjunto distribuidor são submetidos a rápidas mudanças de temperatura, os problemas de condensação e umidade são levados em consideração no projeto dessas unidades.

A umidade, em qualquer situação, é um bom condutor de eletricidade e, se absorvida pelos materiais nãocondutores do magneto, como o bloco distribuidor, lingueta, e carcaças das bobinas, pode criar uma fuga na condução elétrica.

A corrente de alta tensão que normalmente flui pelos vãos de ar do distribuidor pode passar por uma superfície isoladora molhada para a massa, ou pode ser má orientada para alguma vela que não deveria ser ativada. Esta condição é chamada de "flashover" e, normalmente, resulta em explosão de cilindro fora de seqüência. Por esta razão, bobinas, condensadores, distribuidores e rotores são encerados de forma a reter a umidade em gotas isoladas, e não formando um circuito completo que permita o "flashover"(arco).

Esse arco pode carbonizar os contatos, os quais tomam a aparência de uma fina linha de lápis na umidade onde ocorreu o arco.

A trilha de carbono é o resultado das partículas de poeira queimadas pela centelha que contém hidrocarbono. A água no material hidrocarbonado é evaporada durante o arco, deixando o carbono formar uma passagem condutora de corrente.

E mesmo quando a umidade não se faz presente, a centelha continua a seguir a trilha para a massa.

Os magnetos não podem ser hermeticamente fechados para evitar a entrada de umidade, pois estão sujeitos a mudanças de pressão e temperatura em altitude.

Entretanto, drenos adequados e apropriada ventilação, reduzem a tendência ao arco e à carbonização.

Boa circulação de ar no magneto também garante que os gases produzidos pelo arco normal, através dos vãos do distribuidor, sejam eliminados para o exterior.

Em algumas instalações, a pressurização de várias partes do sistema de ignição é essencial para manter uma elevada pressão absoluta e eliminar o arco.

Independentemente do método de ventilação empregado, os respiros ou válvulas devem ser mantidos livres de obstrução.

Além disso, a circulação de ar através dos componentes do sistema de ignição deve estar livre do óleo, uma vez que, mesmo em pequena quantidade nas unidades, resulta em formação de arco e carbonização nas mesmas.

Cabos de ignição

Os cabos de ignição possuem um fio isolado para cada cilindro que o magneto supre no motor. Uma extremidade de cada fio é conectada ao bloco distribuidor, e a outra é conectada à vela apropriada.

O cabo de ignição tem um duplo propósito: ele suporta os fios e os protege de danos devido ao aquecimento do motor, vibração ou chuva e também serve como um condutor para campos magnéticos desviados, que circundam os fios enquanto estão carregados momentaneamente com corrente de alta-voltagem.

Através da condução destas linhas de força magnéticas à massa, os cabos de ignição eliminam a interferência elétrica com o rádio e outro equipamento sensível. Quando o rádio e outro equipamento elétrico são protegidos desta maneira, diz-se que a fiação do cabo de ignição está protegida por blindagem. Sem essa blindagem, a rádio-comunicação se tornaria virtualmente impossível.

Um tipo comum de cabo de ignição é um tubo, com várias ligações para fixar em volta do cárter do motor com extensões flexíveis terminando em cada ignitor.

Um típico cabo de ignição de alta tensão é mostrado na figura 7-26.

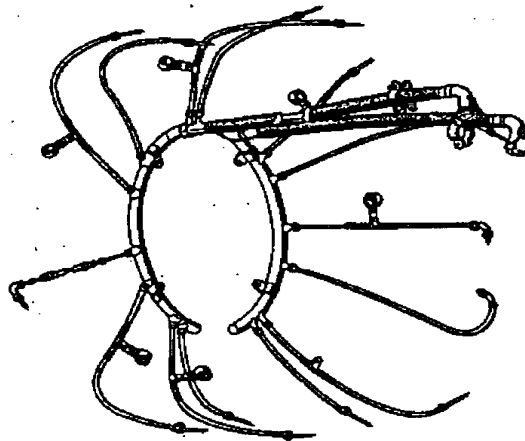


Figura 7-26 Cablagem de ignição de alta tensão

Outro tipo é conhecido como tipo vedado ou enxertado. Um cabo desse tipo tem os fios de ignição colocados em uma tubulação anular, de maneira que cada extremidade do fio termine na saída da tubulação. Este conjunto é então enchido com um gelatina isoladora que elimina atrito e condensação da umidade.

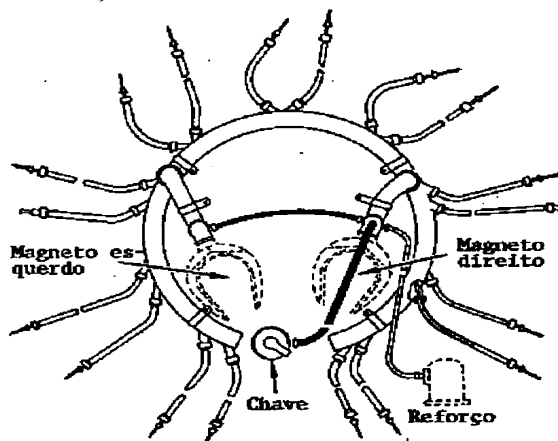


Figura 7-27 Cabos de ignição de motores de 9 cilindros

Cabos de ignitores separados são fixados às saídas da tubulação. Desta maneira, é possível recondicionar a extremidade do cabo do ignitor, evitando, assim, a substituição da cablagem completa entre o ignitor e o distribuidor.

Em instalações onde os magnetos são montados na seção de acessórios do motor, dois conduítes flexíveis e longos, cada um contendo metade dos fios de ignição, levam as extremidades dos fios até o ponto onde são conectados ao magneto (veja figura 7-27). Neste tipo de cablagem, os fios de ignição são contínuos desde o bloco do distribuidor até a vela. Se houver algum problema, o cabo inteiro deve ser substituído.

Interruptores de Ignição

Todas as unidades do sistema de ignição de um avião são controladas por um interruptor localizado na cabine de comando. O tipo de interruptor utilizado varia com o número de motores instalados no avião e o tipo de magneto utilizado. Todos os interruptores, entretanto, ligam e desligam o sistema da mesma maneira.

O interruptor de ignição se diferencia em pelo menos um aspecto de todos os outros tipos de interruptores, no fato de que, quando o interruptor é posicionado para "OFF", um circuito é fechado através dele para a massa. Em outros interruptores elétricos, a posição "OFF", normalmente abre o circuito.

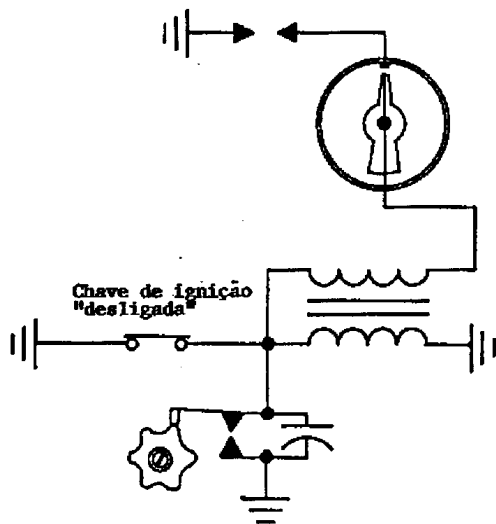


Figura 7-28 Chave típica de ignição na posição desligada

O interruptor de ignição tem um terminal conectado ao circuito elétrico primário, entre a bobina e os platinados. O outro terminal do interruptor é conectado à massa do avião (estrutura).

Como mostra a figura 7-28, as duas maneiras de completar o circuito primário são: (1) através do platinado fechado para a massa; ou (2) através do interruptor de ignição fechado para a massa.

Na figura 7-28, pode ser visto que a corrente primária não fica interrompida quando os contatos se abrem, desde que haja um caminho mais curto para a massa através do interruptor fechado (off).

Uma vez que a corrente primária não está interrompida quando os pontos de contato abrem (figura 7-28), não poderá haver repentino colapso do campo magnético da bobina primária, e nenhuma alta voltagem induzida na bobina secundária para a queima da vela.

À medida que o magneto gira, passando pela posição folga "E", ocorre uma queda gradual do campo magnético primário.

Mas essa queda ocorre tão lentamente, que a tensão induzida é muito baixa para que ocorra centelha na vela.

Portanto, quando o interruptor está na posição "OFF" (fechado), os pontos de contato estão completamente curto-circuitados, como se tivessem sido removidos do circuito e o magneto fica inoperante.

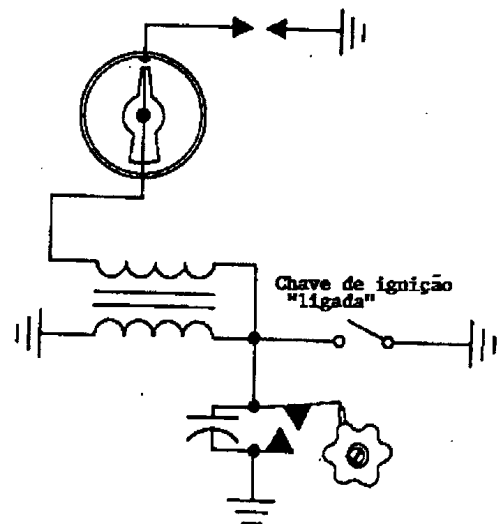


Figura 7-29 Chave típica de ignição na posição ligada

Quando o interruptor de ignição é colocado na posição "ON" (aberto), como mostrado na figura 7-29, o interruptor de corrente primária e o rápido colapso do campo magnético da bobina primária são novamente controlados pela abertura

do platinado. Quando o interruptor está na posição "ON", o mesmo não tem absolutamente efeito algum no circuito primário. Muitos sistemas de ignição de aviões monomotores empregam um sistema de duplo-magneto, no qual

o magneto direito fornece a centelha elétrica para as velas dianteiras em cada cilindro, e o esquerdo supre as velas traseiras. Um interruptor é utilizado para controlar ambos os magnetos. Um exemplo deste tipo é mostrado na figura 7-30.

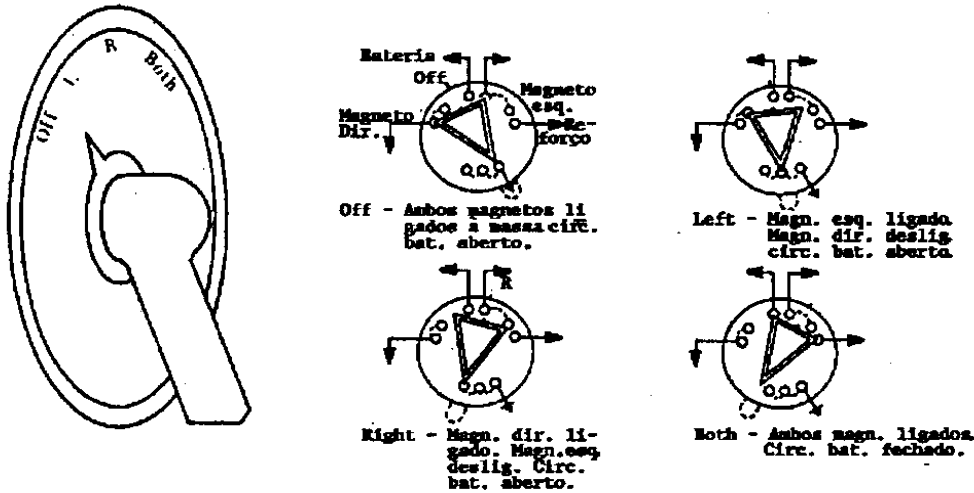


Figura 7-30 Posição da seletora para uma chave de ignição que controla dois magnetos

Este interruptor possui 4 posições: "desligado", "esquerdo", "direito" e "ambos". Na posição "desligado", ambos os magnetos estão aterrados, portanto, ficam inoperantes. Quando o interruptor é colocado na posição "esquerda", somente o magneto esquerdo funciona; na posição "direita", somente o direito funciona, e na posição "ambos", os dois magnetos funcionam.

As posições "direita" e "esquerda" são usadas para testar sistemas de ignição dupla, permitindo o desligamento de um sistema de cada vez. A figura 7-30 também se refere ao circuito do sistema de ignição por bateria, que será discutido como unidade auxiliar de ignição na próxima seção.

Muitos interruptores de bimotores fornecem ao operador controle independente de cada magneto em um motor, pela rotação dos interruptores em cada lado do interruptor de ignição.

Em adição, um interruptor "master" de alavanca é geralmente incorporado para dar massa a todos os magnetos primários. Então, em uma emergência, toda ignição para ambos os motores (quatro magnetos primários) pode ser cortada pelo movimento desse interruptor (figura 7-31).

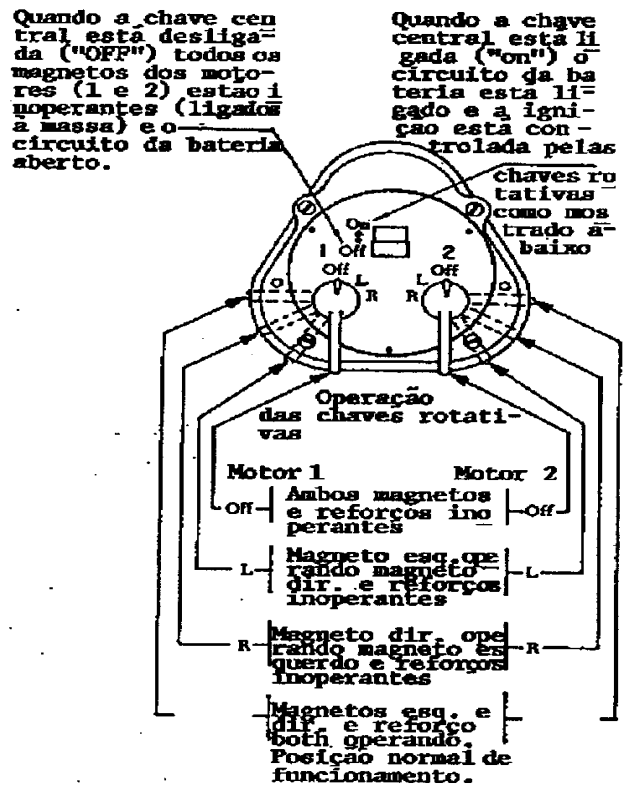


Figura 7-31 Chave de magneto para um avião bimotor

Magnetos com sistema simples e duplo de alta tensão

Magnetos em sistema de alta tensão, usados em motores radiais, são do tipo simples ou duplos.

O projeto do magneto simples incorpora o distribuidor no alojamento com o conjunto de contatos, ímã rotativo e bobina.

O magneto duplo incorpora dois magnetos em um alojamento. Um ímã rotativo e um “came” são comuns para dois jogos de platinados e bobinas. Duas unidades do distribuidor são montadas no motor, separadas do magneto.

Sistemas de montagem do magneto

Os magnetos do tipo simples podem ser projetados para montagem em base ou flange. Os de tipo duplo são todos montados em flange. Os magnetos montados em base são presos em um suporte no motor.

Magnetos montados em flanges são presos ao motor por um flange, em redor da extremidade acionadora do eixo rotativo do magneto.

Fendas alongadas no flange de montagem permitem ajuste através de um alcance limitado, que auxilia na regulagem do magneto para o motor.

Sistema de magneto de baixa tensão

O sistema de ignição de alta tensão foi usado por mais de meio século. Muitas melhorias no projeto têm sido feitas, mas certamente problemas fundamentais permanecem e outros se intensificaram, como:

- 1) O aumento do número de cilindros por motor.
- 2) A exigência de que todas as aeronaves equipadas com rádio tenham seus cabos de ignição blindados.
- 3) A tendência favorável a todas as condições de intemperies.
- 4) O aumento de operações em elevadas altitudes.

Sistemas de baixa tensão foram desenvolvidos para resolverem esses problemas.

Eletronicamente, o sistema de baixa tensão é diferente do sistema de alta tensão. No primeiro, a tensão é gerada no magneto e flui para o enrolamento primário de uma bobina do transformador, localizado próximo da vela. Lá, a tensão é aumentada pela ação do transformador e conduzida para a vela pelos cabos muito curtos de alta tensão. A figura 7-32 é um esquema simplificado de um sistema típico de baixa tensão.

O sistema de baixa tensão elimina centelha tanto no distribuidor como na cablagem, pois o vão dentro do distribuidor foi eliminado pelo uso de um outro distribuidor tipo escova, e a alta tensão está presente somente em cabos curtos entre o transformador e a vela.

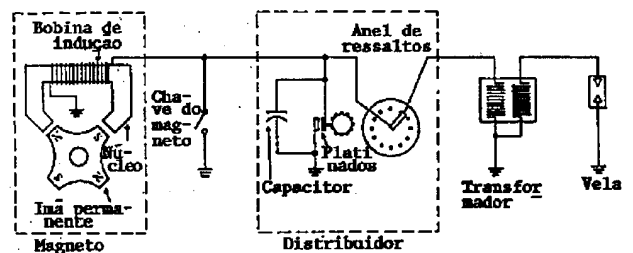


Figura 7-32 Esquema simplificado do sistema de ignição de baixa tensão

Apesar de uma certa quantidade de fuga elétrica ser característica de todos os sistemas de ignição, ela se manifesta mais em instalações de rádio-blindagem, pois o conduíte metálico está aterrado e envolve os cabos de ignição em toda a sua extensão.

Em sistemas de baixa tensão, essa fuga é reduzida consideravelmente, porque a corrente através da maior parte do sistema é transmitida em um potencial de baixa tensão. Apesar dos cabos entre as bobinas do transformador e as velas serem curtos, eles são condutores de alta tensão, estando sujeitos às mesmas falhas que ocorrem em sistemas de alta tensão.

Operação dos sistema de ignição de baixa tensão

O circuito magnético de um típico sistema de magneto de baixa tensão consiste em um ímã permanente rotativo, sapatas e o núcleo da bobina (figura 7-33).

O ímã cilíndrico é constituído com 7 peças de uma polaridade, decaladas com 7 peças de

polaridade oposta. Quando o ímã é inserido no circuito magnético da figura 7-33, com 3 dos pólos norte do ímã perfeitamente alinhados com as sapatas, o fluxo magnético estático máximo é produzido da direita para esquerda no núcleo da bobina.

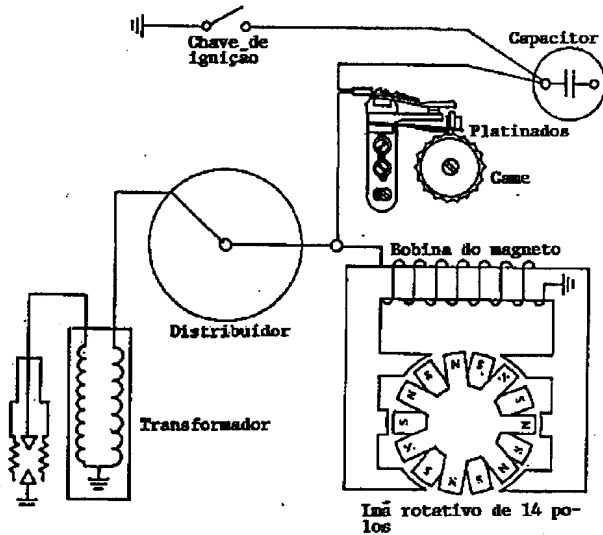


Figura 7-33 Sistema de baixa tensão usando ímã rotativo de 14 pólos

Quando o ímã é girado no sentido horário até que os pólos adjacentes se alinhem com as sapatas, o fluxo magnético no núcleo da bobina terá diminuído de um máximo para zero em uma

direção, e então aumentado para um máximo na direção oposta. Isso constitui um fluxo reverso.

Catorze desses fluxos reversos ocorrem durante cada rotação do ímã, ou sete, para cada rotação do eixo de manivela do motor.

A produção de tensão na bobina do magneto de baixa tensão ocorre da mesma maneira como no circuito magnético primário de um magneto de alta tensão.

Distribuidor do sistema de baixa tensão

Cada pulso de corrente produzido pelo magneto de baixa tensão é direcionado para várias bobinas de transformador na adequada ordem de fogo, através do distribuidor do tipo escova (figura 7-34).

O conjunto do distribuidor consiste em uma peça giratória, chamada de escova do distribuidor, e uma peça estacionária, chamada de bloco do distribuidor.

O rotor (figura 7-34A) tem duas partes separadas das escovas do distribuidor, que percorrem nos 3 trilhos concêntricos do bloco do distribuidor (figura 7-34B).

Esses trilhos são divididos em sete segmentos, cada qual isolado eletricamente um do outro.

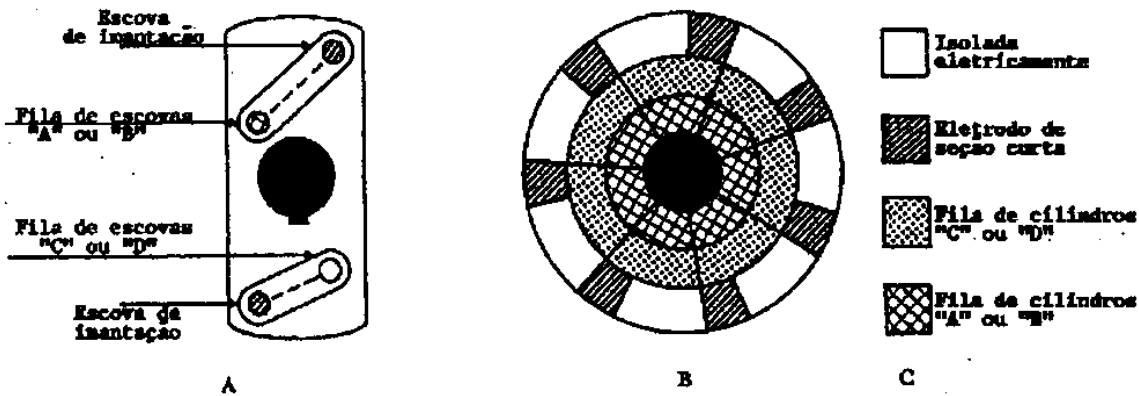


Figura 7-34 Distribuidor do tipo escova para um sistema de magneto de baixa tensão

O trilho externo consiste em uma série de seções de eletrodos alternados, longos e curtos. Essas sete longas seções de eletrodos do trilho externo são eletricamente isoladas, e servem somente para prover uma contínua passagem próxima às escovas do distribuidor. A corrente de baixa tensão do magneto entra no distribuidor

através de um fio, conectado em uma das curtas seções do eletrodo do trilho externo. Uma vez que todas as curtas seções de eletrodos, apesar de separadas pelas seções isoladas eletricamente, estão conectadas juntas internamente, cada uma tem a tensão da bobina do magneto impressa sobre ela.

O rotor do distribuidor possui escovas de imantação (figura 7-34A), uma em cada extremidade do rotor.

A escova de imantação inferior é eletricamente conectada à fileira da escova “D” ou “C”, que percorre os trilhos intermediários do bloco do distribuidor (figura 7-34A, B, C).

Quando o platinado abre, a corrente da bobina do magneto está disponível no eletrodo de seção curta do trilho externo (figura 7-35). Nesse instante, somente uma das escovas de imantação do rotor do distribuidor está num eletrodo de seção curta; a outra escova de imantação está numa seção, que é isolada eletricamente do mesmo trilho.

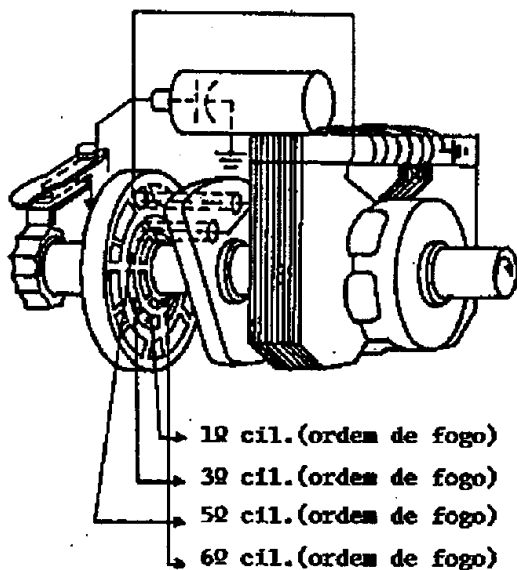


Figura 7-35 Operação do distribuidor do tipo escova

A escova no eletrodo de seção curta capta a corrente da bobina do magneto, direcionando-a para uma seção do trilho intermediário. Se o magneto for o de nº 1 (R-1 ou L-1), o trilho intermediário servirá os sete cilindros na fila “D”, se for o nº 2 (R-2 ou L-2), esse trilho servirá os sete cilindros da fila “C” (figura 7-34).

Similarmente, o lado interno do trilho serve os sete cilindros da fila “B” – se ele for um magneto nº 1; ou os sete cilindros da fila “A” – se ele é um magneto nº 2.

Desde que cada seção de eletrodo do lado interno e intermediário dos trilhos sejam conectados a uma bobina transformadora separada, a escova do distribuidor rotativo

determina qual bobina do transformador recebe o pico de corrente auto-induzida.

Em operação, cada magneto servirá primeiro a um cilindro de uma fileira, e em seguida um cilindro na outra.

Por exemplo, na figura 7-35, o transformador do 5º cilindro, na ordem de fogo, está recendo o pico de corrente auto-induzida.

O transformador seguinte ao receber um pico de corrente na ordem de centelhamento do magneto será o sexto cilindro, o qual é servido por uma seção de eletrodo nos trilhos internos.

A sexta bobina do transformador na ordem de centelhamento do magneto, é energizada à medida que a escova de imantação para o lado interno do trilho se move no sentido horário de uma seção isolada eletricamente, e no próximo eletrodo de seção curta.

A corrente é captada do lado externo do trilho, e direcionada para a seção do eletrodo do trilho interno, que alimentará o transformador para o sexto cilindro na ordem de centelhamento.

Enquanto a bobina do transformador do sexto cilindro está recebendo seu pico de corrente, a escova de imantação para o trilho intermediário está numa seção isolada do lado externo, e não interfere com o fluxo do pico de corrente autoinduzido.

Como a escova do distribuidor continua no sentido horário, a escova de imantação para o lado interno do trilho se movimenta para uma seção isolada eletricamente.

Ao mesmo tempo, a escova de imantação para o trilho intermediário se movimenta para um eletrodo de seção curta, e entrega o pico de corrente ao transformador, servindo o sétimo cilindro na ordem de centelhamento do magneto.

A corrente relativamente baixa autoinduzida deixa o distribuidor através das cablagens para o transformador. Os fios são conectados no tubo circular de ignição por um “plug”. Para este sistema de magneto existem 60 cabos dentro do tubo circular de ignição. Quatro cabos (um para cada um dos quatro magnetos) correm do interruptor de ignição ao terminal no “plug”, conectado aos do interruptor de ignição.

Os outros 56 cabos conectam as seções do eletrodo do distribuidor, do lado interno e intermediário do trilho de quatro magnetos, às bobinas primárias dos transformadores das velas.

A corrente da bobina secundária do transformador é conduzida a vela por um curto cabo de alta tensão blindado.

Os magnetos de baixa tensão são desligados e ligados da mesma maneira que os sistemas de alta tensão são controlados, isto é, por um interruptor conectado ao fio-massa do circuito da bobina do magneto.

Quando o interruptor é fechado (posição desligada), uma passagem de baixa resistência direcionada para a massa é alcançada para a bobina do magneto, se os platinados estiverem abertos ou fechados.

Como o interruptor de ignição fechado provê um caminho de baixa resistência para a massa, a corrente na bobina do magneto não é direcionada para a bobina primária do transformador. Ao contrário, a corrente é curto-circuitada pelo caminho do interruptor de ignição fechado.

UNIDADES AUXILIARES DE IGNIÇÃO

Durante a partida do motor, a saída de cada magneto, de alta ou baixa tensão, é baixa porque a velocidade de partida do motor também o é. Isto é aceitável quando os fatores que determinam a quantidade de tensão induzida em um circuito são considerados.

Para aumentar o valor de uma tensão induzida, a força do campo magnético deve ser aumentada pelo uso de um ímã mais poderoso, pelo aumento do número de voltas na bobina, ou aumentando a razão de movimento relativo entre o ímã e o condutor. Uma vez que a força de

rotação do ímã, e o número de voltas na bobina, são fatores constantes em ambos os sistemas de ignição por magneto de alta ou baixa tensão, a tensão produzida depende da velocidade com que o ímã gira. Durante a partida do motor, o ímã é girado a aproximadamente 80 RPM.

Uma vez que o valor da tensão induzida é muito baixo, uma centelha não pode saltar a fenda no ignitor. Então, para facilitar a partida do motor, um dispositivo auxiliar é conectado ao magneto para suprir a alta tensão de ignição.

Ordenadamente, essas unidades auxiliares de ignição são energizadas pela bateria, e conectadas ao magneto direito, ou distribuidor. Os sistemas de partida dos motores alternativos, normalmente, incluem um dos seguintes tipos de sistemas auxiliares: dínamo, vibrador de indução (algumas vezes chamado vibrador de partida), acoplamento de impulso, e vibrador de sistemas de partida.

Dínamo

O conjunto dínamo (figura 7-36) consiste em duas bobinas enroladas em torno de um núcleo de ferro doce, um jogo de contatos, e um condensador.

O enrolamento primário possui um de seus terminais aterrado por meio de uma tira interna, e outro terminal conectado ao contato móvel. O contato fixo é provido de um terminal, onde é aplicada a tensão da bateria quando a chave do magneto é colocada na posição "start", ou automaticamente quando o motor de arranque é engatado.

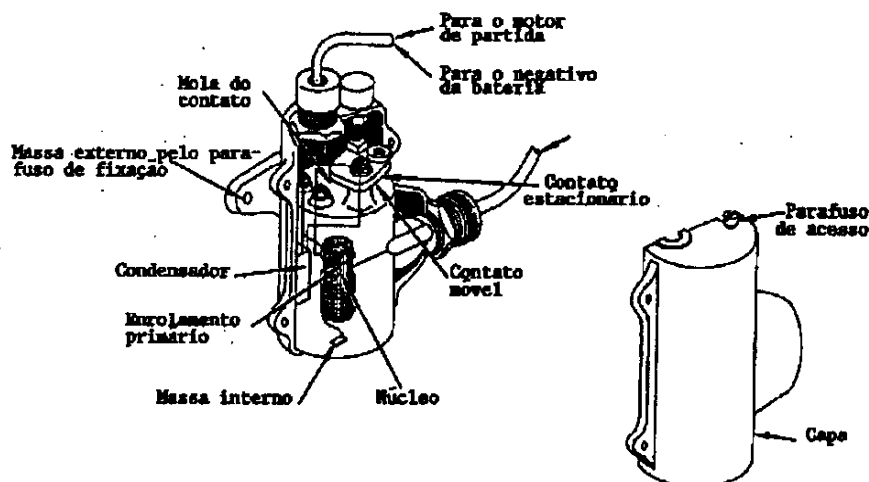


Figura 7-36 Dínamo

A bobina secundária, a qual contém inúmeras vezes mais quantidade de voltas que a primária, possui também um de seus terminais aterrado por meio de uma tira interna, porém o outro está conectado com um terminal de alta tensão. O terminal de alta tensão está conectado para um eletrodo no distribuidor por meio de um cabo de ignição.

Uma vez que o terminal regular do distribuidor está aterrado através das bobinas primária ou secundária de um magneto de alta tensão, a alta tensão fornecida pelo dínamo deve ser distribuída por um circuito separado no rotor do distribuidor. Isso é obtido pelo uso de dois eletrodos em um único rotor.

O eletrodo principal, ou lingueta, descarrega a tensão do magneto e o eletrodo auxiliar distribui somente a descarga do dínamo. O eletrodo auxiliar está constantemente localizado como se fosse a cauda do eletrodo principal, dessa forma retardando a centelha durante o período de partida.

A figura 7-37 ilustra, de forma esquemática, os componentes do dínamo mostrado na figura 7-36.

Em operação, a tensão da bateria é aplicada para o terminal positivo (+) do dínamo através da chave de partida. Isto causa um fluxo de corrente através dos contatos fechados (figura 7-37) para a bobina primária e a massa.

Esta corrente, fluindo através da bobina primária, produz um campo magnético sobre a bobina, magnetizando o seu núcleo. Quando o núcleo se encontra magnetizado, ele atrai o contato móvel, o qual se encontra normalmente mantido contra o contato fixo por mola.

Quando o contato móvel é atraído pelo núcleo de ferro, o circuito primário é aberto, levando ao colapso o campo magnético da bobina e, conseqüentemente, o do núcleo.

Já que o núcleo atua como um eletroímã somente quando flui corrente pela bobina primária, ele perde seu magnetismo no momento em que ocorre a abertura dos contatos.

Isso permite que a mola torne a fechar os contatos e, novamente, complete o circuito da bobina primária que por sua vez, remagnetiza o núcleo, atraindo o contato móvel, o qual novamente abre o circuito da bobina primária. Essa ação faz com que o contato móvel vibre

rapidamente, enquanto for mantida a chave de partida na posição fechada ("on").

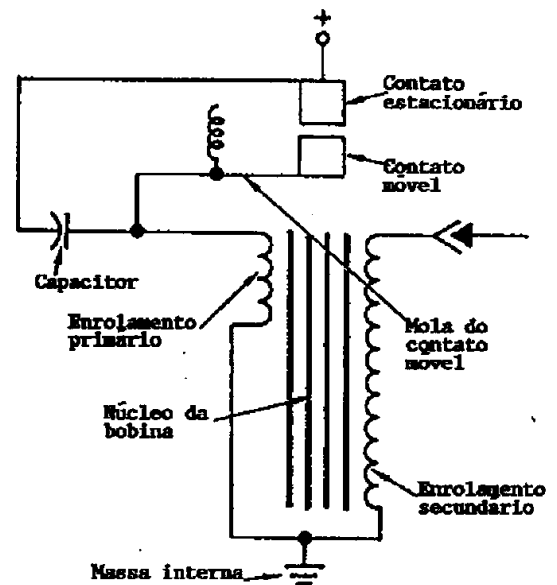


Figura 7-37 Esquema do dínamo

O resultado desta ação é uma contínua expansão e retração (colapso) do campo magnético, transmitindo para a bobina secundária do dínamo.

Como a bobina secundária possui muito mais espiras que a primária, a tensão induzida resultante dessas linhas de força sobre a bobina secundária é altíssima, o suficiente para o sistema de ignição do motor.

O capacitor (figura 7-37), o qual está conectado através dos contatos, tem uma importante função no circuito.

Como o fluxo de corrente na bobina primária é interrompido pela abertura dos contatos, a alta tensão auto-induzida, que acompanha cada colapso do campo magnético, é absorvida pelo capacitor.

Sem o capacitor, ocorreria um arco através dos contatos a cada colapso do campo magnético. Isso poderia queimar e provocar covas nos contatos, reduzindo brutalmente a tensão de saída do dínamo.

Vibrador de indução

O vibrador de indução (ou vibrador de partida) mostrado na figura 7-38, consiste em um vibrador operado eletricamente, um condensador

e um relé. Essas unidades estão montadas em uma base, e estão envolvidas por uma carcaça metálica.

O vibrador de partida, ao contrário do dínamo, não produz a alta tensão de ignição dentro de si. A sua função é transformar a corrente contínua da bateria em corrente pulsante e fornecê-la para a bobina primária do magneto. Também funciona como um relé, desconectando o circuito auxiliar quando esse não estiver em uso.

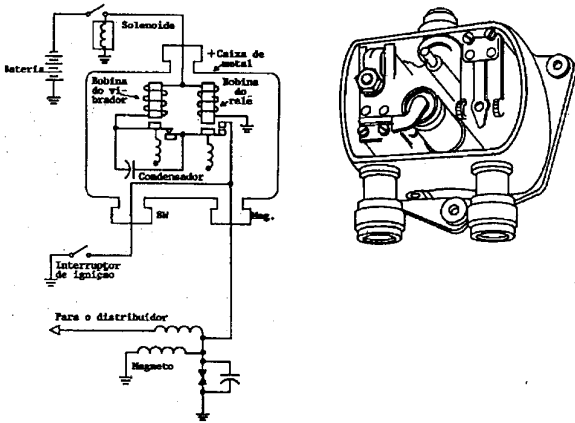


Figura 7-38 Vibrador de indução

Como mostrado na figura 7-38, o terminal positivo do vibrador de partida está conectado ao circuito solenóide de acoplamento do arranque.

Fechando a chave, o solenóide de acoplamento é energizado, permitindo a circulação de corrente através da bobina do relé para a massa. Ao mesmo tempo, a corrente flui através da bobina do vibrador e pelos seus contatos.

Uma vez que a corrente flui através da bobina do relé estabelece um campo magnético que atrai e fecha os contatos do relé, o circuito vibrador é agora completado para o magneto.

A trajetória da corrente elétrica da bateria consumida pelo magneto é determinada pela posição do platinado primário; se os mesmos estiverem fechados, a corrente flui através deles para a massa, se estiverem abertos, a corrente flui através da bobina primária para a massa.

O fluxo de corrente na bobina do vibrador produz um campo magnético que atrai e abre os contratos de vibrador. Quando esses contatos abrem, a circulação de corrente é interrompida e o

campo magnético que estava atraindo o contato móvel desaparece. Isso permite que os contatos do vibrador fechem e, novamente, conduzam a corrente da bateria através da bobina do vibrador, completando um ciclo de operação. Este ciclo, entretanto, ocorre várias vezes por segundo, tão rapidamente que os contatos do vibrador produzem um audível “buzz”.

Cada vez que os contatos do vibrador fecham, flui corrente para o magneto. Se o interruptor primário está fechado, quase toda a corrente da bateria passa para a massa através deles, e pequena corrente passa pela bobina primária. Deste modo, uma carga desprezível fluirá pela bobina primária.

Quando os pontos de contato do interruptor do magneto abrem, a corrente que antes passava por esses pontos agora segue direto através da bobina primária para a massa. Uma vez que essa corrente é interrompida muitas vezes por segundo, o campo magnético resultante é ligado e interrompido, através das bobinas primária e secundária do magneto, na mesma ordem.

A rápida sucessão de voltagens distintas induzidas na bobina secundária produz uma “chuva” de centelhas, através dos pólos da vela de ignição selecionada.

A sucessão de voltagens distintas é distribuída através da saída de um distribuidor principal para várias velas de ignição, porque os pontos de contato do interruptor armam no mesmo instante em que o magneto está gerando a sua voltagem.

O sistema de ignição que utiliza um vibrador por indução não possui provimentos para retardo de centelha; portanto, ele não possui um eletrodo guia auxiliar no distribuidor.

Quando se dá a partida num motor equipado com um vibrador indutivo, o interruptor de ignição deve ser mantido desligado até que o motor de partida tenha girado a hélice pelo menos uma volta.

Então, enquanto a hélice é mantida girando, o interruptor de ignição deve ser ligado. Se essa precaução não for observada, poderá acontecer um retrocesso no motor como resultado da ignição antes da correta RPM de partida. Depois que a hélice tiver completado pelo menos uma volta, produzirá um momento suficiente para evitar o retrocesso.

Tão logo o motor inicia o disparo e o interruptor de partida é liberado, o circuito elétrico da bateria para o vibrador indutivo é aberto. Quando a corrente da bateria é cortada do vibrador indutivo, os contatos do relé se abrem e interrompem a conexão entre o vibrador de indução e o magneto. Essa conexão deve ser interrompida para evitar que o magneto fique fora do aterramento do relé da bobina.

Se os contatos do relé do vibrador indutivo não abrirem quando a corrente da bateria for cortada, a corrente primária do magneto não poderá ser interrompida quando os contatos abrirem; ao invés disso, a corrente primária pode fluir através do relé e dos contatos do vibrador indutivo, e então para o terra através da bobina do relé. Nesse caso, o magneto estaria inoperante como se o interruptor de ignição estivesse em “OFF”.

Acoplamento de impulso

Motores que possuem um pequeno número de cilindros, algumas vezes são equipados com um acoplamento de impulso. Essa é uma unidade que, durante a produção da centelha, cede a um dos magnetos ligados ao motor uma breve aceleração e produz uma centelha quente para a partida. Esse dispositivo consiste em pequenos contrapesos e um conjunto de molas, localizados na carcaça que fixa o magneto ao eixo de acessórios. O magneto é flexivelmente conectado através do acoplamento de impulso por meio de molas que, durante a baixa velocidade do magneto, é temporariamente mantido enquanto o eixo de acessórios é girado até que o pistão chegue aproximadamente ao ponto morto alto. Nesse ponto, o magneto é liberado e a mola retorna a posição original, resultando em um rápido retorno na rotação do magneto. Sendo isto, equivalente à alta rotação do magneto, produzindo uma faísca quente.

Depois que o motor der a partida e o magneto alcançar uma velocidade suficiente para produzir corrente, os contrapesos se deslocam do acoplamento devido a força centrífuga e travam os dois membros de acoplamento juntos. Isso torna a unidade sólida, retornando o magneto para a condição de sincronia relativa ao motor.

A presença do acoplamento de impulso pode ser identificada por meio de um curto estalo, quando o eixo de manivelas é girado até que a velocidade dos cilindros se estabilize após o ponto morto alto em cada cilindro.

O uso do acoplamento de impulso produz forças de impacto no magneto, partes acionadas do motor e várias partes das unidades acopladas. Muitas vezes os contrapesos ficam magnetizados e não engatam os pinos batentes; e o óleo congelado durante o tempo frio produz o mesmo resultado.

Outra desvantagem do acoplamento de impulso é que ele pode produzir somente uma centelha por cada ciclo de movimento do cilindro. Essa é uma desvantagem, especialmente durante condições adversas de partida.

Vibrador interruptor de retardo da alta tensão

O interruptor magneto de retardo e o sistema vibrador de partida são usados como parte do sistema de alta tensão na maioria das aeronaves pequenas.

Projetado para sistemas de ignição de quatro ou seis cilindros, o interruptor magneto de retardo elimina a necessidade de um acoplamento de impulso em pequenas aeronaves. Esse sistema usa um interruptor adicional para obter o retardo da centelha para a partida. O vibrador de partida é também adaptado para muitos sistemas de ignição de helicóptero. O esquema do diagrama de um sistema de ignição, usando o interruptor magneto de retardo e o conceito de vibrador de partida, é mostrado na figura 7-39.

Com o seletor do magneto na posição “ambos” (figura 7-39), e o interruptor de partida S1 ligado, o solenóide de partida L3 e a bobina L1 são energizados, fechando os contatos R4, R1, R2 e R3 do relé.

R3 liga o magneto direito ao aterramento, mantendo-o inoperante durante a operação de partida. A corrente elétrica flui da bateria através de R1, ponto V1 do vibrador, bobina L2, através de ambos os pontos do interruptor de retardo, e através de R2 e o contato principal do interruptor do magneto esquerdo para a massa. A bobina L2 energizada abre os contatos V1 do vibrador, interrompendo o fluxo de corrente através de L2.

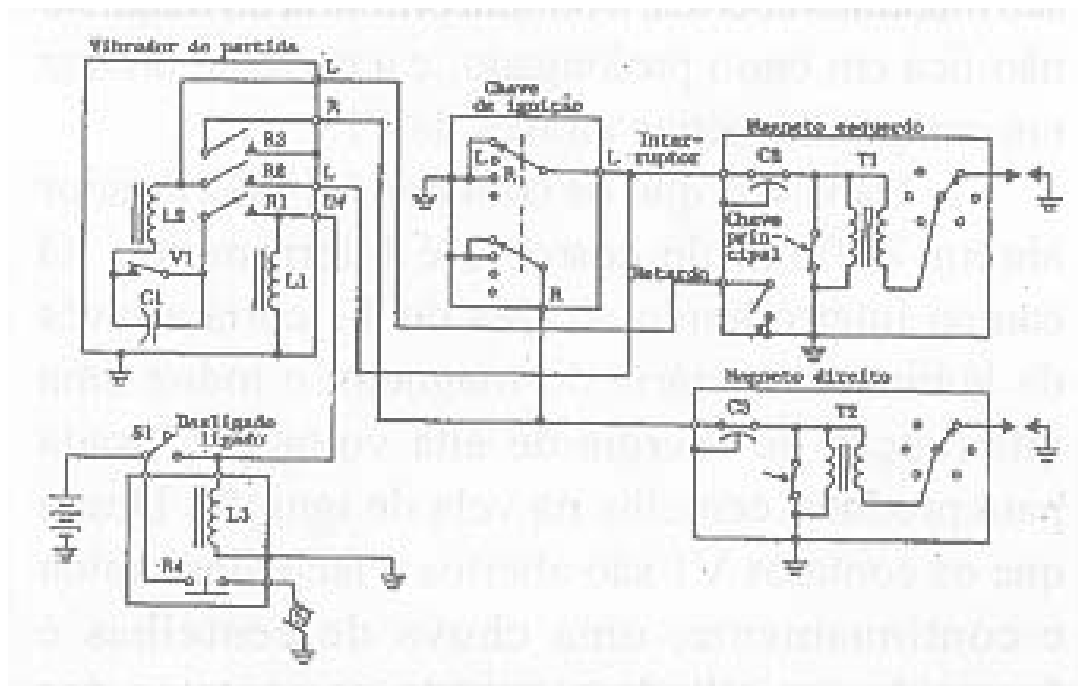


Figura 7-39 Circuito vibrador de partida e magneto interruptor de retardo de alta tensão

O campo magnético de L2 interrompe bruscamente, e os contatos V1 do vibrador fecham novamente. Uma vez mais, corrente flui através de L2, e novamente os contatos V1 do vibrador abrem. Este processo é repetido continuamente, e o fluxo de corrente interrompido da bateria flui para o aterramento, através dos contatos do interruptor principal e do de retardo do magneto esquerdo.

Desde que o relé R4 é fechado, o motor de partida é energizado e o eixo do motor começa a girar. Quando o motor atinge sua posição normal de ignição os contatos do interruptor principal do magneto esquerdo abrem.

A interrupção momentânea de corrente do vibrador pode manter um caminho para o aterramento através dos contatos do interruptor de retardo, que não abrem até que a posição de retardo do motor seja atingida. Nesse ponto do movimento do eixo de partida, os contatos de retardo abrem. Uma vez que os contatos do interruptor principal são mantidos abertos, a bobina primária do magneto não fica em curto prolongado, e a corrente produz um campo magnético através de T1.

Cada vez que os contatos V1 do vibrador abrem, o fluxo de corrente é interrompido. O campo interrompido através de T1 corta através da bobina secundária do magneto, e induz uma

interrupção de energia de alta tensão, usada para produzir centelha na vela de ignição. Desde que os contatos V1 são abertos e fechados rápida e continuamente, uma chuva de centelhas é fornecida aos cilindros quando os contatos dos interruptores principal e de retardo são abertos.

Depois que o motor inicia a aceleração, o interruptor de partida manual é liberado, causando a desenergização de L1 e L3. Isso faz com que o vibrador e os circuitos de retardo fiquem inoperantes, e também abra os contatos do relé R3, o que remove a massa do magneto direito.

Ambos os magnetos agora disparam no avanço (funcionando normalmente) da posição do pistão.

Vibrador interruptor de retardo de baixa tensão

O sistema, projetado para aeronaves pequenas de quatro e seis cilindros, elimina as desvantagens dos sistemas de ignição de acoplamento de impulso e de alta tensão.

Um sistema típico, mostrado na figura 7-40, consiste em magneto interruptor de retardo, um magneto interruptor simples, um vibrador de partida, bobinas de transformador e um interruptor de partida e ignição. Para operar o sistema mostrado na figura 7-40, consiste em

magneto interruptor de retardo, um magneto interruptor simples, um vibrador de partida, bobinas de transformador e um interruptor de partida e ignição. Para operar o sistema mostrado na figura 7-40, coloca-se o interruptor de partida S3 na posição ligado. Isso energiza o solenóide L3 e a bobina L1, fechando os contatos R1, R2, R3 e

R4 do relé. Com o seletor do magneto na posição “L” (esquerdo), uma corrente flui através de R1, dos contatos L2 e R2 do vibrador, e através dos contatos do interruptor principal para o aterramento. A corrente também flui através de R3 e contatos do interruptor de retardo para a massa.

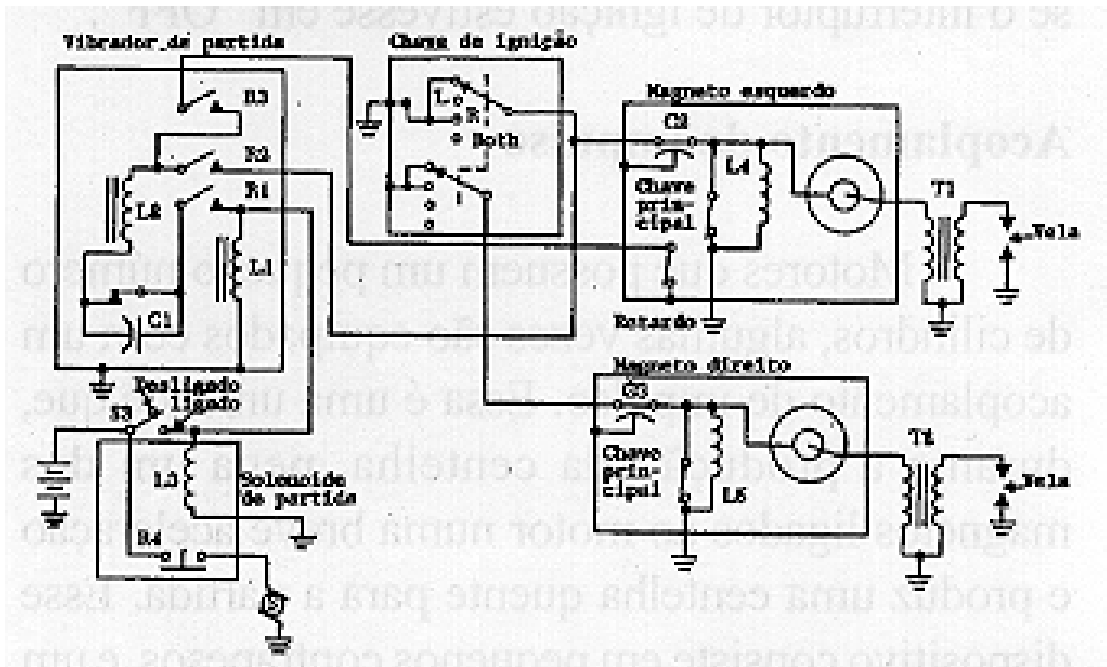


Figura 7-40 Magneto de retardo de baixa tensão e circuito vibrador de partida

Correntes através de L2 produzem um campo magnético, os quais abrem os contatos do vibrador.

Quando a corrente pára de fluir através de L2, os contatos novamente se fecham. Estas ondas de fluxo de corrente, através de ambos os contatos dos interruptores de retardo e principal vão para a massa.

Desde que o interruptor de partida seja fechado, o eixo do motor começa a girar.

Quando o giro atinge o avanço normal da posição de ignição, os contatos principais do interruptor do magneto abrem; entretanto, a corrente mantém o fluxo para a massa através dos contatos fechados do interruptor de retardo.

Como o motor continua girando, a posição de retardo de ignição é atingida e os contatos do interruptor de retardo são abertos. Desde que os contatos do interruptor principal sejam mantidos abertos, a corrente vai fluir para a massa através da bobina L4, produzindo um campo magnético ao seu redor.

Como o motor continua girando, os contatos do interruptor vibrador abrem, interrompendo bruscamente o campo magnético L4 através do T1 primário, induzindo uma alta voltagem no secundário do T1 para detonar a vela de ignição.

Quando o motor “pega”, o interruptor de partida é liberado, desenergizando L1 e L3. Isso abre os contatos do circuito do vibrador e do interruptor de retardo. O interruptor de ignição é então girado para “ambos”, permitindo que o magneto direito opere ao mesmo tempo que o magneto esquerdo.

VELAS DE IGNIÇÃO

A finalidade da vela de ignição é inflamar a carga de combustível/ar comprimida no interior do cilindro no tempo de compressão do motor.

Uma parte da vela na câmara de combustão conduz um impulso de corrente de alta voltagem entre dois eletrodos produzindo uma centelha elétrica que, inflamando a carga de combus-

tível/ar, ao final do tempo de compressão, inicia o tempo motor.

Embora as velas de ignição de aeronaves sejam de simples construção e operação, elas estão direta ou indiretamente relacionadas com a maioria das grandes falhas nos motores de aeronaves. Mesmo assim, as velas permitem uma grande operação sem problemas, considerando as condições adversas em que operam.

Em cada cilindro de um motor operando a 2.100 RPM, aproximadamente 17 centelhas de alta voltagem saltam por segundo entre os eletrodos de uma vela de ignição simples. Isso parece para os nossos olhos como um disparo contínuo, saltando dos eletrodos das velas à temperatura acima de 300° F. Ao mesmo tempo, a vela suporta uma alta pressão de gás como 2.000 p.s.i. e uma alta pressão elétrica da ordem de 15.000 volts.

Os três principais componentes de uma vela de ignição (figura 7-41) são os eletrodos, isolante e cobertura externa. A cobertura externa que possui rosca para fixação ao cilindro, é normalmente feita de aço especial resistente à corrosão devido aos gases do motor, garantindo a fixação.

A falta de tolerância da rosca de fixação e do vedador evita vazamento da pressão de gás de escapamento através da vela. A pressão que vier a escapar através dessa é retida pelo vedador interno, entre o metal externo da cobertura e o isolador, e entre o isolador e o conjunto do eletrodo central.

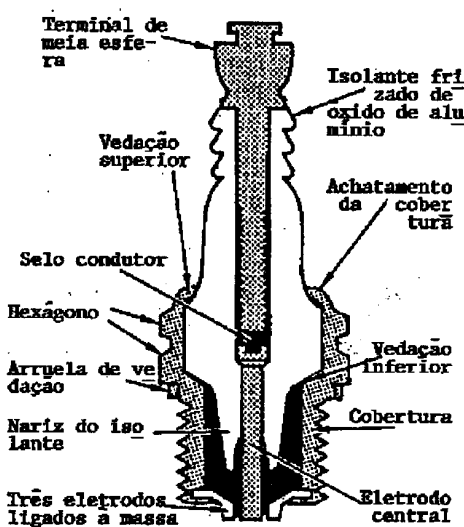


Figura 7-41 Uma vela de ignição típica

O isolador provê uma proteção em torno do eletrodo. Em adição à isolação elétrica, o isolador de cerâmica também transfere calor da ponta da cerâmica para o cilindro.

Os tipos de velas de ignição usados em diferentes motores variam em relação ao calor, faixa, tamanho da rosca ou outras características de instalação, requeridas por diferentes motores.

A faixa de calor de uma vela de ignição é medida pela sua capacidade de transferir calor para a cabeça do cilindro. A vela deve operar quente, permitindo queimar depósitos que podem causar sujeira, entretanto, a uma temperatura que evite a condição de pré-ignição.

O comprimento do nariz central é o principal fator para estabelecer a faixa de calor de vela. Velas “quentes” possuem um grande nariz isolador, que cria um longo caminho de transferência de calor, enquanto que as velas “frias” possuem um isolador relativamente pequeno, para permitir uma rápida transferência de calor para a cabeça do cilindro (Fig 7-42).

Se um motor fosse operado somente em uma velocidade, o desenho das velas de ignição poderiam ser bastante simplificado. Devido ao fato do vôo demandar diferentes situações de carga do motor, as velas de ignição precisam ser projetadas para operar tão quentes quanto possível, e em baixas velocidades e poucas cargas, e tão frias quanto possível em cruzeiro e potência de decolagem.

A opção pela vela de ignição que deve ser utilizada em um motor de aviação é determinada pelo fabricante do motor após testes completos.

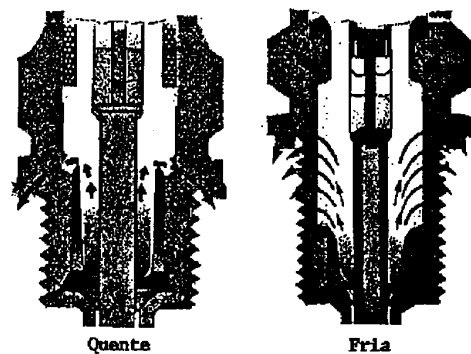


Figura 7-42 Velas quentes e frias

Quando um motor é certificado para utilizar uma vela de ignição quente ou fria, a vela utilizada é determinada pela forma como o motor vai ser operado.

Uma vela com alcance apropriado (Figura 7-42) irá determinar o quanto a extremidade do eletrodo penetrará no cilindro, em uma posição ideal para ativar a ignição. O alcance da vela de ignição é a quantidade de rosca inserida na bucha, do cilindro. Gripamento da vela e/ou combustão incorreta no cilindro, são causas prováveis de velas com alcances errados em uso.

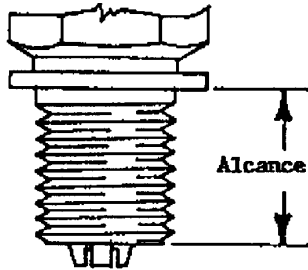


Figura 7-43 Alcance da vela

INSPEÇÃO E MANUTENÇÃO DO SISTEMA DE IGNIÇÃO DE MOTORES ALTERNATIVOS

Um sistema de ignição de uma aeronave é o resultado de um cuidado projeto e de esmerados testes. Há todas as possibilidades de um sistema de ignição estar bom, dependendo do serviço e da manutenção adequada. Entretanto, dificuldades podem ocorrer, afetando a performance de um sistema de ignição. A mais comum dessas dificuldades de manutenção, junto com o método mais genérico de inspeção de ignição, será discutido nesta seção.

Quebra do material isolante, surgimento e aumento de pontos de rachaduras e curto-circuito, ou quebra de conectores elétricos, não são incomuns. Esses defeitos devem ser encontrados e corrigidos. Menos comuns são as irregularidades que envolvem erros humanos. Por exemplo, o tempo de ignição requer um ajuste preciso e cuidadoso, para que quatro condições sejam seguidas no mesmo instante:

- 1) O pistão do cilindro número 1 deverá estar em uma posição descrevendo um número de graus, antes do ponto morto alto no tempo de compressão.
- 2) O rotor do magneto deve estar na posição da folga "E".
- 3) Os contatos do platinado devem estar abertos pelo ressalto do came número 1.

- 4) A haste do distribuidor deve estar alinhada com o eletrodo servindo o cilindro número 1.

Se uma dessas condições estiver fora de sincronização, com qualquer outra, diz-se que o sistema de ignição está "fora de tempo". Quando a ignição de um cilindro ocorre antes do eixo de acionamento atingir o ponto ideal, isso é classificado como "avançado". Se a ignição ocorre muito cedo, o pistão surge no cilindro em oposição a força total da combustão. Essa condição resulta em perda de potência do motor, superaquecimento, e possibilidade de detonação e pré-ignição.

Se a ignição ocorre em um tempo após a posição ótima do eixo de manivelas ser atingida, o tempo de ignição é chamado de "atrasado".

Se isso ocorrer muito tarde, não haverá tempo suficiente para queima da carga de ar/combustível, e ocorrerá uma combustão incompleta. Como resultado, o motor perde potência e aumenta a abertura necessária ao acelerador, para manter a carga da hélice.

As irregularidades mais comuns são aquelas causadas por formação de umidade em diferentes partes do sistema de ignição. Umidade pode entrar nas unidades do sistema de ignição através de fendas ou coberturas soltas, ou pode ser resultado do condensação.

"Respingos", uma situação que acontece durante um reajuste do sistema, devido a baixa ou alta pressão atmosférica, pode acontecer quando o ar está carregado de umidade.

Normalmente o calor do motor é suficiente para evaporar a umidade, mas ocasionalmente esta se condensa com o motor frio.

O resultado é um considerável acúmulo de umidade, que pode causar a perda da resistência elétrica do material isolante.

Uma pequena quantidade de contaminação, por umidade, pode causar redução na saída do magneto por curto-circuito, para a massa, de parte da corrente de alta voltagem destinada à vela de ignição.

Se este acúmulo de umidade for considerável, a saída do magneto pode ser dissipada para o aterramento.

O acúmulo de umidade durante o vôo é extremamente raro, devido a alta temperatura de

operação do sistema que é suficiente para evitar a condensação, portanto, as dificuldades por essas causas podem ocorrer mais provavelmente durante a operação no solo.

As velas de ignição de aeronaves podem ser injustamente apontadas como causas de falhas no funcionamento.

Elas podem ser apontadas como defeituosas quando, na realidade, o defeito está ocorrendo em outro sistema.

Falha no funcionamento do carburador, sujeira no distribuidor, válvula travada, vazamento no sistema primário, ou sujeira na marcha lenta, e ajuste de mistura podem apresentar os mesmos sintomas de falha no sistema de ignição.

Infelizmente, muitas dessas condições podem ser temporariamente resolvidas com a substituição de uma vela de ignição, mas o problema voltará a ocorrer em um curto espaço de tempo porque sua causa real não foi eliminada. Um total desconhecimento dos vários sistemas de motor, após cuidadosa inspeção e bons métodos de manutenção, podem reduzir substancialmente muito erros.

DISPOSITIVOS DE REGULAGEM DO MAGNETO DE IGNIÇÃO

Quando muitas oportunidades para errar a regulagem do sistema de ignição para o motor são consideradas, a ênfase para o correto uso dos dispositivos que seguem é facilmente justificada.

Erros podem facilmente ocorrer no posicionamento do pistão na sincronização com o cilindro; ele pode ser colocado em um grau do eixo, mas em um tempo errado.

Quando posicionando o rotor do magneto, um desacerto pode ser causado pela não remoção da folga entre as engrenagens de acionamento.

O conjunto dos platinados estando ou não corretamente sincronizado, não pode ser aberto na folga "E".

Qualquer outro erro pode alterar a regulagem final da vela de ignição. Devido às grandes possibilidades de erros, dispositivos temporizados estão sendo desenvolvidos para tornar mais consistente os métodos de temporização.

Marcas de referências para a regulagem no próprio motor

Muitos motores alternativos possuem marcas de referências no próprio motor.

Em um motor que não tem engrenagens de redução de hélice, a marca poderá ser normalmente encontrada no flange da hélice (figura 7-44).

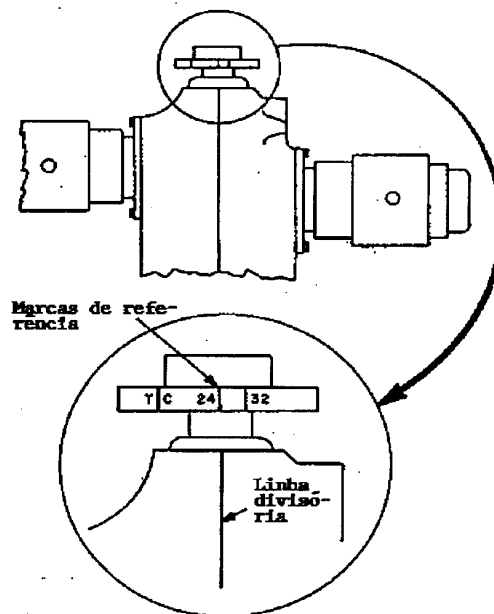


Figura 7-44 Marcas de tempo do motor no flange da hélice

A marca de ponto central (TC), estampada no bordo, irá alinhar-se com o eixo longitudinal abaixo do eixo de manivelas, quando o pistão número 1 estiver no ponto morto alto. Outras marcas no flange indicam os graus antes do ponto morto alto.

Em alguns motores existem marcas de graus na caixa de redução das hélices. Para esses motores é necessário remover um plugue na caixa de engrenagens de redução, para que possa ver as marcas do tempo do motor. Em outros motores, as marcas de temporização estão na flange do eixo de manivelas, e podem ser vistos removendo a conexão à frente do eixo.

Em qualquer caso, as instruções do fabricante do motor irão indicar a localização dessas referências no motor.

Utilizando as marcas (figura 7-45) para posicionar o eixo de manivelas, o ponteiro estacionário, ou a marca na seção dianteira, deve

estar alinhado no eixo da hélice, no flange do eixo ou na caixa de engrenagens. Se a verificação for feita em ângulo poderá resultar em um erro de posicionamento do eixo de manivelas. Embora muitos motores tenham marcas de referência de tempos, eles ainda deixam a desejar.

O principal inconveniente é o fator folga. A folga em um sistema de engrenagens irá variar entre as instalações e, muitas vezes, entre duas verificações distintas da mesma peça do equipamento.

Isso acontece porque não existe como impor uma carga à caixa de engrenagens, em direção oposta à rotação do eixo de manivelas. Outro aspecto desfavorável na utilização de marcas na caixa de redução é um pequeno erro que surge quando verifica-se de baixo para cima essa marca de referência, para ajustá-la dentro da carcaça da caixa de redução.

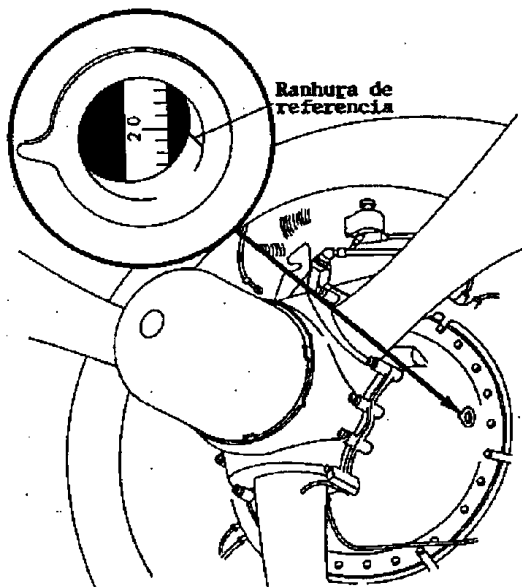


Figura 7-45 Marca de referência dos tempos, na caixa de redução da hélice

Devido ao fato de haver folga entre as duas marcas de referência, cada mecânico deve ter seus olhos no mesmo plano, se não, cada pessoa irá selecionar uma posição diferente do eixo de manivelas para o ajuste da ignição.

Disco de sincronização

O disco de sincronismo é um dispositivo de posicionamento do eixo de manivelas mais

preciso do que as marcas de referência. Esse dispositivo consiste em um disco e um ponteiro mecânico, montado em um acessório acionado pelo motor ou na carcaça do motor. Esse ponteiro, que é montado em um eixo acionador de acessório, indica o número de graus do movimento do eixo de manivelas sobre o disco.

O disco é marcado em graus relativos ao eixo de manivelas. Pelas simples aplicação do torque no acionador de acessórios em uma direção oposta à rotação normal, a folga na caixa de engrenagens pode ser removida, e o eixo de manivelas pode ser levado para a posição, e obter um ajuste preciso a qualquer tempo.

Nem todos os discos são marcados no mesmo número de graus. Por exemplo, o disco destinado para uso em um tipo de motor é montado no eixo de acionamento da bomba de combustível.

Desde que a bomba seja acionada com a mesma velocidade do eixo de manivelas, o ponteiro irá descrever um circuito completo quando o eixo de manivelas completar um volta.

Portanto, o disco pode ter incrementos de um em um grau até completar 360°. Entretanto, o disco utilizado em um outro motor pode ser montado sobre o magneto, que é acionado com a metade da velocidade do eixo de manivelas.

Com essa relação, o eixo move um grau, enquanto o ponteiro indicador move apenas meio grau. Por essa razão, o disco está marcado com 720 espaços de 1/2 grau. Cada 1/2 grau indicado corresponde a um grau completo no movimento do eixo de manivelas.

A figura 7-46 mostra um disco de sincronia.

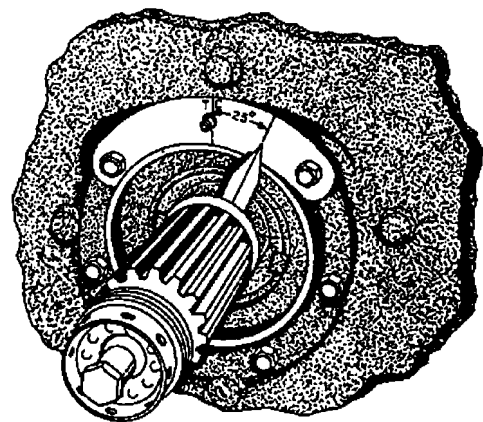


Figura 7-46 Placa de sintonia e ponteiro

As marcas variam de acordo com as especificações do motor. A escala nesse exemplo é fixada nos parafusos de fixação da placa de torque e o ponteiro no eixo de acionamento da hélice.

Indicador de posição do pistão

Precisamos obter a indicação de posição do pistão para sincronizar a ignição, válvulas ou injeção de combustível. Essa referência é chamada de ponto morto alto. Esta posição do pistão não pode ser confundida com a posição do pistão chamada ponto alto.

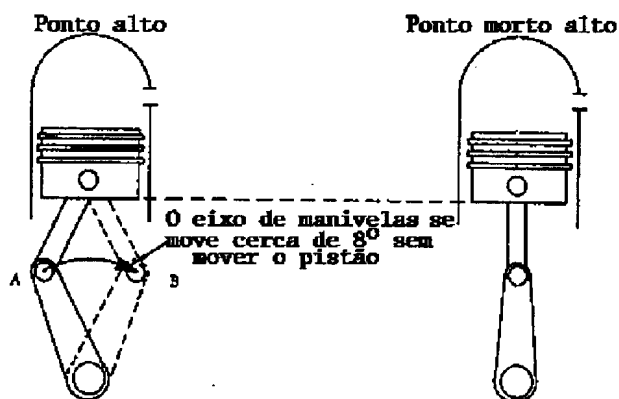


Figura 7-47 Diferença entre o ponto alto e o ponto morto alto

Um pistão no ponto alto tem pouco valor para o ponto de ajuste padrão, porque corresponde a uma variação de 1 a 5° da posição do eixo de manivelas. Isso é ilustrado na figura 7-47, que foi exagerado para dar ênfase a zona em que o pistão “não desloca”.

Nota-se que o pistão não se move, enquanto que, o eixo de manivela descreve um pequeno arco da posição “A” para a posição “B”. Esta zona que “não desloca” o pistão ocorre entre o tempo em que o eixo de manivelas termina de leva-lo para cima através da biela, e posiciona a biela para puxar o pistão para baixo. O ponto morto alto é a posição do pistão e do eixo de manivelas, a qual todas as outras localizações do pistão e eixo de manivela são referenciadas.

Quando um pistão está na posição de ponto morto alto, ele está na distância máxima do centro do eixo de manivelas, e também no centro da zona que “não desloca”. Nessa posição, o pistão está localizado de modo que pode ser traçada uma

linha de centro do eixo de manivelas, biela e pino do pistão, como mostrado na figura 7-47. Com esse alinhamento, uma força aplicada no pistão não pode mover o eixo de manivelas.

Talvez uma haste ou um lápis tenham sido os primeiros indicadores de posição do pistão. Uma extremidade dessa simples ferramenta pode ser inserida em um ângulo através do orifício da vela de ignição do cilindro de sincronia, até atingir o outro bordo do pistão, como mostrada na figura 7-48.

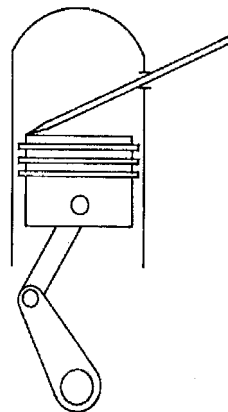


Figura 7-48 Um indicador simples da posição do pistão

Nesse ponto, este mecanismo deve ser marcado com a unha do polegar em relação à face do orifício da vela de ignição. Com essa marca mantida da haste, pode-se retirar a haste e fazer um chanfro de uma polegada acima da marca. Esse chanfro provê um ponto de referência que, algumas vezes, estará antes do ponto morto alto. Um procedimento incorreto não poderá encontrar a mesma posição do pistão em cada tempo.

Todas as indicações de posição do pistão em uso utilizam o orifício da vela de ignição, que sempre encontra o cilindro em um plano exato, e a haste de indicação toca a mesma parte da cabeça do pistão.

Um dos vários indicadores de posição do pistão usados hoje é um indicador mostrador de tempo (figura 7-49). Isso serve para o propósito de indicar a posição do pistão em um número limitado de graus, como o disco de sincronia. Esse dispositivo consiste em duas partes: a carcaça do corpo e a face. A carcaça é essencialmente um adaptador com um parafuso, que atravessa o orifício da vela de ignição e suporta a face.

A face é montada no adaptador e contém uma mola de carga que compensa o braço do indicador, um ponteiro deslizante, uma escala substituível calibrada em graus, um indicador luminoso, e a borda que distende-se acima da face para formar uma dobradiça para compensar o braço do indicador.

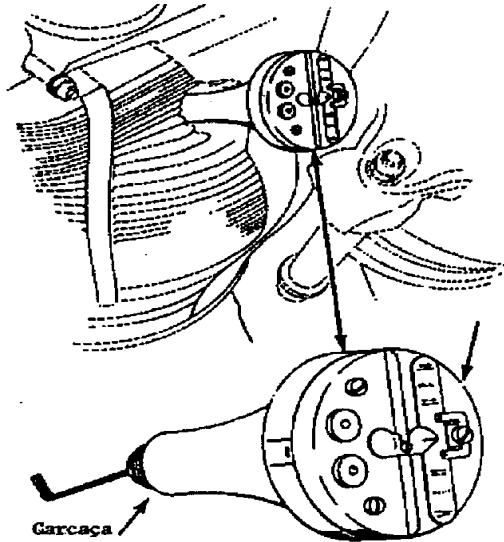


Figura 7-49 Indicador da posição do pistão

A extensão final do braço compensado dentro do cilindro, através do orifício da vela de ignição é atuado pelo movimento do pistão. A outra extremidade da extensão do braço passa através da fenda da face, e atua o ponteiro deslizante sobre a escala.

Esse indicador acoplado tem uma variedade de diferentes braços e escalas graduadas. Tanto os braços, como as escalas, são compensados para os diferentes motores que utilizam essas marcas. A compensação é necessária porque há variação entre golpes dos pistões e localização dos orifícios das velas em diferentes cilindros.

Os braços são compensados pela variação de suas formas e comprimentos, e a escala é compensada pelo espaçamento das marcas em graus.

Desse modo, uma combinação particular de uma escala e braço indicarão a posição verdadeira do pistão, se for usada corretamente.

Para garantir uma maior precisão com o "Indicador", uma pequena luz, alimentada por uma pequena bateria, é montada na face. Quando o braço compensado toca o ponteiro móvel, um

circuito elétrico é completado e a luz acende. Essa luz permite maior precisão, porque o ponteiro deslizante pode ser posicionado para marcar um determinado grau sobre a escala, e o eixo de manivelas pode ser girado lentamente pelo eixo da hélice até que a luz acenda. O eixo da hélice deve ser movimentado lenta e cuidadosamente, para que o braço não movimente o ponteiro além do grau ajustado após a luz acender.

Existem dois outros tipos comuns de indicadores de posição de pistão em uso, e ambos utilizam o mesmo princípio de posicionamento do pistão. Um possui a escala e pontos de referência. O outro é simplesmente uma luz que acende quando o pistão toca o braço atuador, e apaga quando o pistão se move para baixo do braço.

Luzes de sincronia

A luz de sincronia é utilizada para ajudar a determinar o instante exato em que os contatos do magneto se abrem. Esses equipamentos são encontrados em dois tipos gerais e de uso comum. Ambos possuem duas luzes e três fios de conexão externa, embora possuam circuitos internos completamente diferentes, suas funções são as mesmas. Um tipo e seu circuito interno são mostrados na figura 7-50.

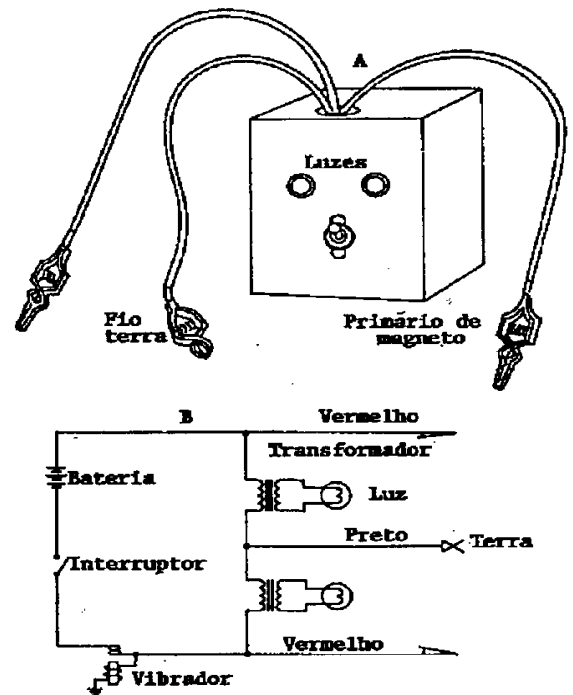


Figura 7-50 Diagrama elétrico de luz de sincronia

Três fios conectores saem do topo da caixa de luzes (“A “ na figura 7-50). Também possui duas luzes na face dianteira da unidade e um interruptor para ligar e desligar a unidade.

No diagrama de fios (“B” na figura 7-50) percebe-se que a unidade contém uma bateria, uma bobina do vibrador e dois transformadores. Para utilizar a luz de sincronia, o fio central, marcado “terra” é conectado à carcaça do magneto a ser testado. As outras pernas são conectadas aos fios do primário do conjunto de platinados dos magnetos.

Com as pernas conectadas dessa maneira, pode ser facilmente determinado se os contatos estão abertos ou fechados pelo comando do interruptor, observando as suas luzes. Se os contatos estiverem fechados, a maior parte da corrente fluirá através dos contatos do interruptor, e não através dos transformadores, então as luzes não acendem.

Alguns modelos operam de maneira inversa, ou seja, a luz se apaga quando os contatos abrem. Cada uma das duas luzes é operada separadamente por contatos do interruptor, no qual estão conectadas. Isso torna possível observar o tempo ou o ponto de referência para ajustar o rotor do magneto para o ponto onde os contatos abrem.

Muitos destes sincronizados utilizam bateria seca que são substituídas após longo tempo de uso. A atenção para a utilização é com relação a bateria fraca, que pode causar resultados errôneos de leitura, devido ao baixo fluxo de corrente no circuito.

SINCRONISMO INTERNO DO MAGNETO

Ao substituir um magneto ou prepará-lo para a instalação, a primeira preocupação é com a sincronização interna.

Para cada modelo de magneto, o fabricante determina com quantos graus da posição neutra um polo do rotor pode ser mantido para obter a melhor centelha na vela, no instante em que os contatos do platinado se abrem. Esse deslocamento angular da posição neutra, conhecido como ângulo de folga “E”, varia com os diferentes modelos de magnetos. Em um modelo, o “passo” é verificar o came do platinado para checar a sincronia interna do magneto.

Quando uma régua é colocada nesse passo e coincide com as marcas na borda da carcaça, o rotor do magneto está na posição de folga “E” e os contatos do platinado devem estar começando sua abertura.

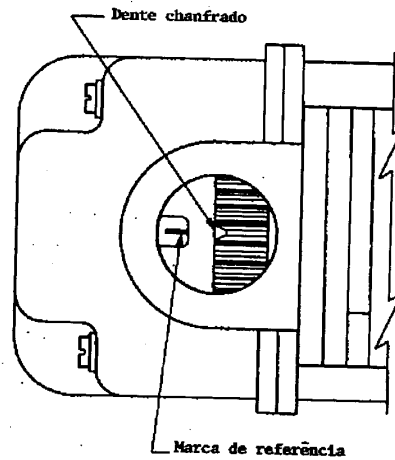


Figura 7-51 Marcas de sincronismo que indicam a posição nº 1 de centelhas do magneto

Outro método para checar a folga “E” é alinhando a marca de sincronismo com um dente chanfrado (figura 7- 51). Os contatos devem estar começando a abertura quando essa marca estiver alinhada.

Em um terceiro método, a folga “E” estará correta quando o pino de sincronia estiver posicionado, e os pontos vermelhos visíveis através de um furo de ventilação, no lado da carcaça do magneto, estiverem alinhados (figura 7-52). Os pontos de contato deverão estar começando a abertura, quando o rotor se encontrar na posição descrita.

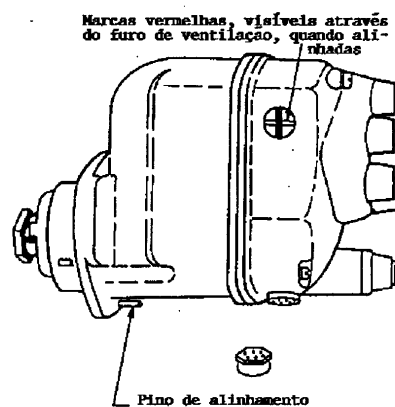


Figura 7-52 Checando a folga do magneto

O ajuste de sincronismo do magneto envolve o posicionamento do rotor na posição da folga “E”, e o ajuste dos contatos do platinado para abrirem quando as marcas de sincronia, destinadas a esse propósito, estiverem perfeitamente alinhadas.

Sincronia do magneto de alta tensão

No assunto a seguir os procedimentos para sincronismo de um magneto de motor radial de duas carreiras de cilindros é citado somente para exemplo. Consulte as instruções do fabricante em qualquer caso, antes de alinhar a referência do magneto.

Para alinhar o magneto em bancada, certas ferramentas são necessárias. Normalmente usa-se a luz de sincronia, uma ferramenta para segurar o magneto, uma chave de fenda comum para soltar alguns parafusos do conjunto e uma régua para verificar a folga “E”.

Os contatos do platinado são protegidos por uma cobertura. A remoção dessa cobertura como mostrado na figura 7-53, expõe o ressalto e os contatos do platinado.



Figura 7-53 Contatos do platinado e ressalto compensado

Para iniciar o ajuste de sincronismo do magneto, conecta-se os dois fios vermelhos do sincronizador de luzes nos parafusos primários do magneto. E o fio preto restante liga-se na carcaça do magneto para fazer o aterramento.

Com a maioria dos magnetos desse tipo, uma ferramenta especial é usada para receber o encaixe do eixo de acionamento do magneto. Essa

ferramenta mantém o magneto com os contatos para a posição perpendicular, e mantém o rotor do magneto estacionário durante o processo de alinhamento.

O movimento do rotor pode ser simulado, girando o magneto em torno do rotor. Para alguns tipos de magnetos a ferramenta que segura o rotor contém uma braçadeira para travá-lo na carcaça do magneto, estabelecendo a relação entre os dois.

Com o magneto instalado na ferramenta fixadora, e o sincronizador de luzes instalado, o posicionamento das marcas de alinhamento do rotor do magneto e o alinhamento do magneto pode ser perfeitamente localizado. Trava-se a ferramenta nessa posição.

Com o rotor posicionado e travado, ambos os parafusos inferiores (figura 7-54) podem ser afrouxados. Então, aperta-se estes dois parafusos até que haja algum arrasto (fricção), permitindo movimentar a base nos parafusos de ajuste.

Liga-se o sincronizador de luzes e move-se os parafusos de ajuste para trás e para frente até que as luzes de sincronia, para ajuste dos pontos, iniciem a acender. Trava-se este ajuste nos pontos de contato, apertando os dois parafusos sem alterar o ajuste.

A trava do rotor do magneto deve ser solta e o ajuste pode ser verificado com a régua e o sincronizador de luzes, para determinar que os pontos estejam abertos exatamente na folga “E”. Isso é conseguido colocando e mantendo-se a régua no ressalto do rotor, e girando a carcaça do magneto em torno do eixo do rotor suportado pelo dispositivo de fixação.

Primeiro, gira-se a carcaça do magneto na direção indicada pela seta no ressalto do rotor até que a luz se apague. Indicando dessa forma que os contatos estão completamente fechados, então, o magneto é rodado na direção oposta.

Isso fará com que o rotor do magneto volte para a posição de folga “E” na direção normal da rotação.

Se o ajuste estiver correto, o ressalto do rotor do magneto se alinhará com a posição de folga “E”, que será indicado pela régua, no exato momento em que a luz acende para mostrar que os contatos estão abertos.

A sincronia interna pelo ajuste dos contatos do platinado estará concluída.

Existem diversas maneiras para ajustar e manter o ajuste dos contatos abertos na posição de folga “E”. Talvez o método mais fácil já seja utilizado, ajustando os pontos do interruptor com uma verificação de contato.

Utilizando a indicação de luzes através dos pontos, com uma correta referência da folga, o segundo ajuste pode ser sincronizado para abrir exatamente no mesmo tempo.

Quando os dois parafusos de fixação no segundo ponto de ajuste (figura 7-53) são liberados, para permitir que os parafusos de ajuste movam as partes dos pontos de aterramento, os contatos podem ser ajustados até que a luz acenda exatamente ao mesmo tempo que o primeiro ajuste.

Então os parafusos de trava podem ser apertados sem alterar o posicionamento do interruptor antes de rodar a carcaça do magneto para ver se ambas as luzes acendem simultaneamente. O magneto agora está pronto para ser instalado no motor e isso requer sincronia desse com o motor.

SINCRONISMO DO MAGNETO DE ALTA TENSÃO COM O MOTOR

Quando se substitui magnetos em motores de aeronaves, dois fatores são considerados: a sincronia interna do magneto, incluindo o ajuste do ponto de contato, que deve ser correto para obter o máximo potencial de voltagem dos magnetos; e a posição do eixo de manivelas em relação a centelha.

Uma folga dos contatos do platinado nunca pode ser comparada com outra, desde que não se conheça o outro ajuste dos contatos, que abre com um determinado número de graus antes do ponto morto alto na posição sincronismo de tempo do motor.

O magneto deve ser sincronizado primeiro ajustando o próprio sincronismo interno e, então, checando e ajustando os contatos de ignição para abrir nesta posição.

Se a marca de sincronia de referência para o alinhamento do magneto, alinhar quando a sincronia do pistão estiver um número descrito de graus adiante do ponto morto alto verdadeiro e, ambos os ajustes dos platinados, direito e esquerdo abrirem nesse instante e permanecerem

abertos por um número de graus prescritos, a sincronia interna do magneto estará correta, a sincronia apropriada magneto-motor existe e todas as fases do magneto operam sincronizadas.

No caso dos platinados não serem ajustados quando da sincronia interna do magneto, como descrito pelas marcas de referência de ajuste interno, o magneto, estará fora da posição prescrita em relação ao pistão.

Para que haja sincronia do magneto com o motor no exemplo seguinte, uma luz de sincronismo é usada. A luz de sincronismo é projetada de tal forma que uma das duas estará acesa quando os contatos se abrirem.

A sincronia de luzes incorpora duas lâmpadas; portanto, quando conectamos o sincronizador de luzes ao magneto, os fios devem ser ligados de tal forma que a luz no lado direito da caixa represente os platinados do lado direito do magneto, e a luz do lado esquerdo do teste represente os platinados ao lado esquerdo.

A conexão apropriada dos fios pode ser estabelecida pelo acendimento da luz de sincronia, tocando um dos fios vermelhos como o fio preto. Se a luz direita apagar, o fio vermelho utilizado deve ser conectado na carcaça do magneto, ou no motor, para completar o aterramento.

Quando se utiliza a luz de sincronia para verificar um magneto em um sistema completo de ignição instalado na aeronave, o interruptor principal de ignição da aeronave deve ser ligado e o seletor de ignição colocado em “ambos”(both).

Com o interruptor de ignição ligado e o sincronizador e luzes conectado, o magneto ficará inoperante; portanto, não haverá centelha quando a hélice for girada.

Após se concluir que o sincronismo interno do magneto está correto, gira-se o eixo de manivelas do motor até que o pistão do cilindro número 1 atinja a posição de faiscamento no tempo de compressão. (Esta posição pode ser determinada por referência do manual de serviços do fabricante). Localiza-se essa posição utilizando um indicador do pistão. Para se estabelecer o posicionamento do eixo de manivelas, com o indicador de posição do pistão, alguns itens são seguidos:

1. Remover a vela de ignição mais acessível do cilindro número 1.

2. Instalar o braço de contato e a escala calibrada corretos para o motor específico (consultar as instruções específicas do fabricante para serem utilizados corretamente).
3. Puxar a hélice na direção de rotação, até que o pistão número 1 venha para cima na fase de compressão. Isso pode ser determinado mantendo o polegar sobre o orifício da vela de ignição, enquanto a compressão o empurre para fora.
4. Separar o conjunto indicador de posição do pistão, e atarrachar a carcaça no orifício da vela de ignição. Inserir o conjunto indicador dentro do corpo com a extremidade do gancho para cima ou para baixo, como indicado na escala.
5. Empurrar o ponteiro deslizante para cima na fenda até atingir a extremidade da mesma, e pare no braço indicador (figura 7-54).

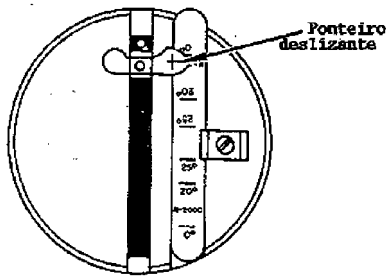


Figura 7-54 Posicionando o ponteiro de indicação

6. Puxar a hélice lentamente na direção de rotação, até que o braço de indicação mova o ponteiro deslizante na distância máxima e o braço indicador inicie o movimento para trás, subindo na fenda (figura – 7-55)

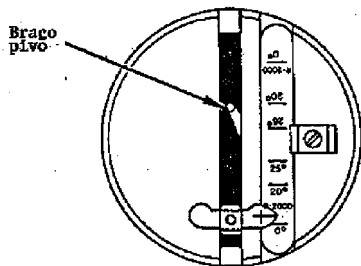


Figura 7-55 Posição máxima do ponteiro indicador

7. Mover a escala calibrada para que a marca do zero se alinhe com a marca descrita no ponteiro deslizante.
8. Mover o ponteiro deslizante para trás, até o topo da fenda, ou até encostar no braço de indicação.
9. Girar a hélice na direção oposta, para que o braço do indicador possa retornar ao topo da fenda.
10. Verificar novamente a marca do zero na escala calibrada contra a marca de referência no ponteiro indicador (figura 7-56).

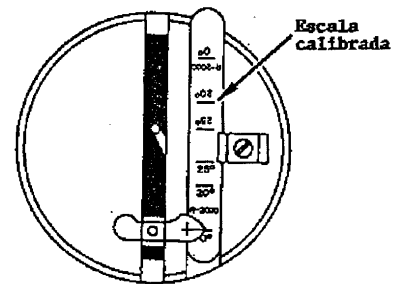


Figura 7-56 Rechecando a marca zero contra a de referência no ponteiro indicador

11. Novamente mover o ponteiro deslizante para a parte superior da fenda, ou até enconstar no braço indicador.
12. Puxar a hélice na direção de rotação. O braço indicador moverá o ponteiro deslizante, que indicará a posição do eixo de manivelas em relação ao ponto morto alto na escala calibrada. (figura 7-57).
13. Ajustar a quantidade de graus do eixo de manivelas do motor para o correto ponto morto (tempo de ignição) como descrito nas instruções do fabricante.

Enquanto se mantém o ressaltado de centelhamento na posição para o cilindro número 1, como indicado pelo alinhamento da marca de referência do magneto, instala-se o magneto na engrenagem de acionamento no motor.

A luz de sincronização é conectada ao magneto e aos platinados com o interruptor das luzes ligado e o conjunto do magneto é girado, primeiro na direção de rotação, e então na direção oposta. Utiliza-se esse procedimento para verificar que as luzes apagam, e acendem quando

o ressalto para o cilindro número 1, normalmente marcado por um ponto, levanta os platinados do magneto, enquanto este é girado.

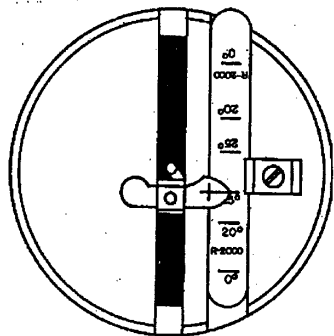


Figura 7-57 Movendo o eixo de manivelas para a posição de cente-lhamento do pistão

Se a fenda no flange de montagem do magneto não permitir movimento suficiente para efetuar a abertura dos platinados para o cilindro número 1, move-se o magneto para fora da posição, afastando-o o suficiente para permitir que seu eixo gire um ressalto para a frente ou para trás. Então, instale o magneto novamente nessa posição, e repita a verificação anterior para o pontos abertos.

Depois que o magneto estiver acoplado no encaixe do motor (permitindo a abertura e o fechamento com pequenas viradas), instala-se suas porcas de fixação.

Quando elas forem apertadas não deverá haver movimento no conjunto do magneto em relação ao flange.

Enquanto se mantêm destravadas as engrenagens do magneto e do acoplamento de acionamento, leves batidas são dada no magneto, para avançar ou retardar a unidade até que as marcas de sincronia se alinhem (figura 7-58). Isso o leva à sincronia interna prescrita na quantidade de graus antes do ponto morto alto.

O ajuste se completa quando as porcas são apertadas. Então, a hélice é movida para a direção oposta da rotação, de uma pá, e empurrada lentamente na direção de rotação até o eixo de manivelas, para novamente confirmar o número de graus à frente do ponto morto alto (o propósito desta checagem é eliminar a possibilidade de erros entre a trava da engrenagem de acionamento do motor e as engrenagens do magneto).

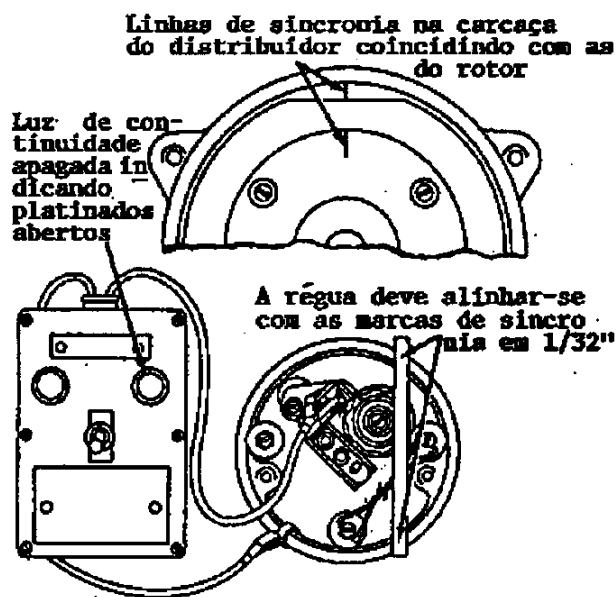


Figura 7-58 Posição da régua para checar a folga "E" ("E-GAP")

Se a marca de sincronia não estiver alinhada, solta-se as porcas e ajusta-se o magneto até a régua se alinhar com a marca de sincronia, quando a hélice é puxada para um determinado número de graus.

A luz de sincronia é reconectada. Move-se a hélice uma pá na direção oposta à de rotação, e então, enquanto se observa a luz de sincronia, move-se a hélice na direção de rotação até que o número prescrito de graus à frente do ponto morto alto seja atingido. As luzes de ambos os pontos de ajuste devem acender com meio grau de movimento do eixo de manivelas.

Após os pontos estarem ajustados como necessário, verifica-se se os parafusos e a trava dos pontos de ajuste estão firmes. Sempre se verifica a abertura dos contatos após apertar os parafusos de fixação.

Regulagem do magneto usando o dispositivo de catraca

Por causa do projeto da cablagem de ignição em alguns motores, não é possível girar o magneto no seu montante e conseguir pequenas alterações para sua regulagem. Provisões para se conseguir regulagem do magneto instalado são proporcionadas por um arranjo de catracas, na extremidade do seu eixo de acionamento. (figura 7-59).

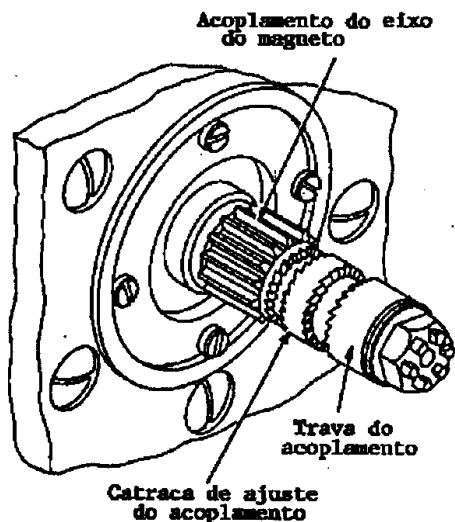


Figura 7-59 Dispositivo de catraca do magneto

Quando a porca do eixo de acionamento for desrosqueada, aproximadamente 1/8", a ação de fixação do mecanismo de catraca é eliminada, e o acoplamento acionador é mantido contra as catracas somente por uma mola. Nessa posição, o acoplamento pode ser girado, produzindo um efeito de "estalos" entre as catracas que são mantidas pelas molas.

Uma típica catraca de regulação possui 24 dentes em um dos lados e 23 no outro. Girando o acoplamento acionador um "estado" ou dente no sentido horário, move 15° na mesma direção; no sentido anti-horário, o mesmo se movimentará 15,65°. Portanto, alternado o movimento do acoplamento acionador, um "estalo" ou dente, teremos um ganho de 0,65° no sentido anti-horário. Para regular esse tipo de magneto,

ferramentas especiais são geralmente determinadas pelas instruções do fabricante.

Por outro lado, as instruções seguem geralmente àquelas discutidas anteriormente, a exceção está nos ajustes finos, que são feitos pela catraca de acoplamento acionadora do magneto.

Ajuste de magneto de montagem fixa sem ferramentas especiais

Alguns tipos de magnetos de alta tensão podem ser ajustados ao motor sem ferramentas especiais, usando o seguinte procedimento:

- 1) Instalar o equipamento apropriado para estabelecer a posição do eixo de manivelas.
- 2) Posicionar o eixo de manivelas para o número de graus de avanço predeterminado do ponto morto alto para centelhar, como especificando na instrução aplicável do fabricante.
- 3) Remover a tampa do magneto, e colocar uma régua ou escala longitudinalmente ao came de ressalto (figura 7-60-A). Alinhar a régua com a maca de ajuste na borda da peça fundida.
- 4) Enquanto o ressalto é mantido na posição de centelhamento, colocar o magneto em posição do motor, permitindo que o ressalto se movimente o necessário para que o eixo de acionamento com a chaveta do magneto deslize dentro do acionador do motor.

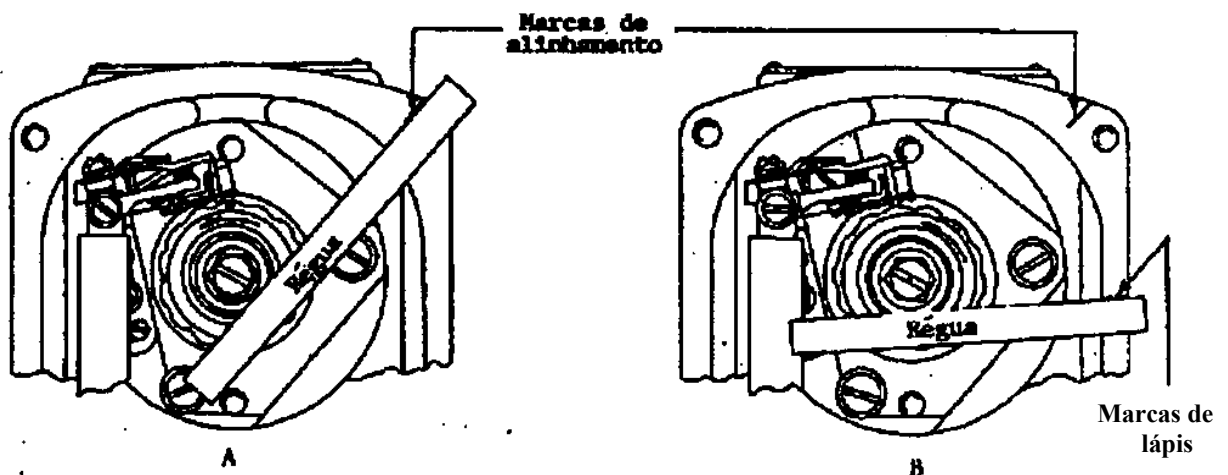


Figura 7-60 Régua de alinhamento

5. -Manter o came na direção oposta de rotação, a fim de remover a folga entre o magneto e o trem da caixa de engrenagens. Então, enquanto a caixa de engrenagens é mantida sem folga, colocar a régua transversalmente no ressalto do came do magneto e fazer uma marca com lápis no alojamento (figura 7-60-B).
- 6.-Remover o magneto do motor e, usando uma régua no ressalto, alinhá-lo no alojamento. Enquanto o ressalto é mantido nessa posição, aplicar força no acionador do magneto na direção de rotação, para remover a folga das engrenagens. Com a folga removida e o ressalto no came alinhado com a marca a lápis, fazer uma marca na chaveta do eixo de acionamento e outra correspondente na carcaça (figura 7-61-A).

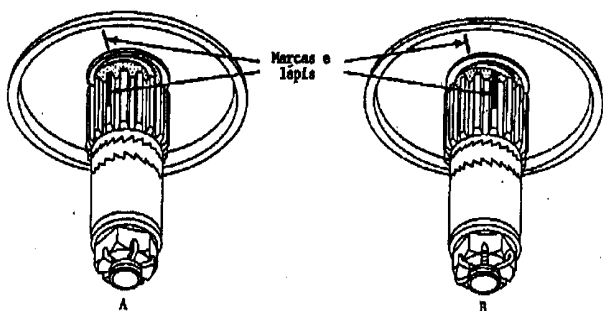


Figura 7-61 Marcação da chaveta do eixo

- 5) Girar o ressalto do magneto para a posição de centelhamento nº 1, onde a régua alinha com a marca de ajuste (figura 7-60-A). O resultado é um alinhamento do acoplamento acionador similar àquele mostrado na vista B da figura 7-61.
- 6) Enquanto se mantém o ressalto na posição correta de ajuste, catracar o acoplamento acionador até que o dente marcado da chaveta se alinhe com a marca, que foi feita a lápis, na carcaça (figura 7-61-A).
- 7) Apertar a porca do eixo acionador do magneto, e travá-la com contrapino. Instalar o magneto enquanto o came estiver na posição de centelhamento nº 1.

- 8) Após o magneto estar instalado, e antes de apertar as porcas de fixação, verificar novamente o alinhamento do ressalto do came com a marca de ajuste. Quando se faz esse “check”, geralmente gira-se o ressalto na direção oposta de rotação, para remover a folga do magneto e da caixa de engrenagens do motor.
- 9) Mover a hélice, vagarosamente, uma pá na direção oposta de rotação, até que o eixo de manivelas esteja nos designados números de graus de avanço do ponto morto alto (posição de faiscamento). Verificar novamente o alinhamento da régua com a marca de referência. Se o alinhamento correto não foi obtido, remover o magneto e substituir o mecanismo catracado no eixo acionador, como necessário.
- 10) Aterrar o fio preto da luz de sincronismo do motor, conectando um dos fios vermelhos ao platinado. Girar a hélice na direção oposta de rotação. Com a luz de ajuste ligada, mover a hélice vagarosamente na direção de rotação até que o platinado abra para o cilindro nº 1. Se o platinado não abrir dentro de mais ou menos meio grau do curso do eixo de manivelas, da posição especificada nas instruções do fabricante, repete-se o procedimento de ajuste.

Ajuste da palheta de contato do distribuidor no sistema de alta tensão

As palhetas do distribuidor são partes básicas para os magnetos esquerdo e direito, na maioria dos modelos de motores.

Quando os distribuidores são separados, um ajuste fino é conseguido através da regulagem apropriada das palhetas.

As palhetas, em alguns motores, são ajustadas pela mudança do flange acionador do distribuidor e pela seleção apropriada do furo de fixação.

Em qualquer motor que incorpore distribuidores separados, a palheta deve estar alinhada com o eletrodo para o cilindro nº 1, quando o eixo de manivelas estiver no número

determinado de graus de avanço do ponto morto alto para o magneto centelhar.

Nos motores, o ajuste apropriado da palheta é obtido, primeiramente, estabelecendo a correta posição do ponto morto alto.

Então, o eixo de manivelas é colocado no número pré-determinado de graus de avanço desta mesma posição. Finalmente, a palheta é ajustada para se alinhar com o eletrodo nº 1, quando todas as folgas forem eliminadas entre as engrenagens acionadoras.

Uma vez que há vários tipos diferentes de distribuidores com sistema de alta tensão, as instruções aplicáveis do fabricante devem sempre ser consultadas, antes de ajustar o distribuidor para o motor. Um resumo dos procedimentos usados no ajuste de um determinado tipo de distribuidor está incluído como exemplo.

Para se ajustar o distribuidor ao motor, solta-se o alojamento, removendo-se alguns cabos das velas presos ao distribuidor. O alojamento é solto pela remoção do anel fixador da base, então, o alojamento é empurrado, expondo a palheta do distribuidor.

O passo seguinte no procedimento de ajuste do distribuidor é remover a palheta para expor a porca que fixa o acoplamento acionador. Solta-se a porca e instala-se a ferramenta de ajuste apropriada. Gira-se a unidade de acoplamento contra a linha normal com a linha traçada na superfície divisória.

A porca de acoplamento é presa nesta posição após todas as folgas terem sido eliminadas das engrenagens acionadoras do distribuidor. A ferramenta de ajuste pode, agora ser removida e a palheta instalada.

Agora, o conjunto de alojamento do distribuidor pode ser colocado na posição da base. Prende-se todos os anéis de fixação no distribuidor, instalando os cabos de vela que foram removidos. O distribuidor deve ser protegido como necessário.

Procedimento de ajuste do sistema de magneto de baixa tensão

No ajuste do magneto para o motor, um número de diferentes indicadores pode ser usado para localizar a posição do ponto morto alto do pistão.

No exemplo, a luz indicadora (figura 7-63) será usada com um disco fixado ao flange do arranque na caixa de acessórios.

Para se usar a luz indicadora a fim de encontrar o ponto morto alto, gira-se a hélice na direção normal de rotação até que o tempo de compressão seja atingido e, então, a luz indicadora é instalada no orifício da vela.

Gira-se a hélice na direção normal de rotação até que a luz acenda, o que indica que o pistão moveu a haste do indicador. No momento em que a luz acender, para e anote a leitura dos graus no disco de ajuste.

A hélice é movida na direção normal de rotação até que a luz apague. Neste momento, anote a leitura dos graus que aparecem no disco de ajuste.

Anote o número de graus do percurso, entre o acender e apagar da luz.

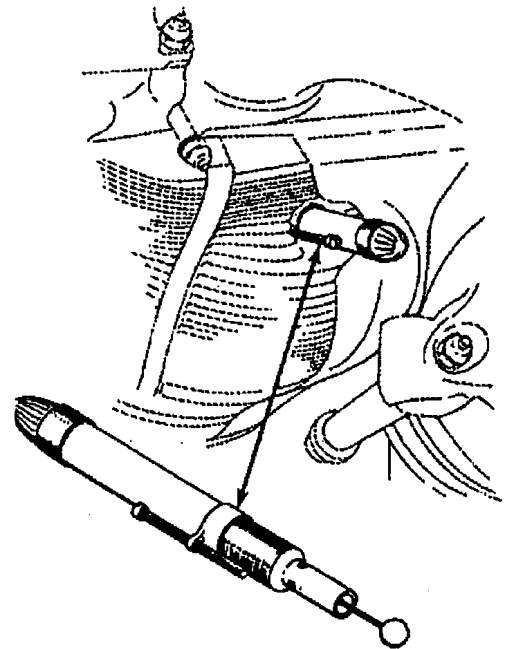


Figura 7-62 Lâmpada indicadora do ponto morto alto

A metade do curso entre luz acesa e luz apagada indica o ponto morto alto.

Antes da instalação de qualquer parte do sistema de ignição, a unidade que está sendo instalada já deve ter sido verificada e inspecionada, quanto a correta operação. Examina-se todos os parafusos externos quanto ao torque correto, observando se os freios foram

confeccionados nos devidos lugares. Usa-se uma nova junta no flange de montagem.

Após ser localizado o ponto morto alto, retorna-se a hélice aproximadamente $\frac{3}{4}$ de volta em direção oposta a de rotação. Então, gira-se a hélice até que o pistão esteja na posição normal de faiscamento.

O eixo acionador do magneto deve estar apertado, e o contrapino instalado. Remova a presilha de mola do êmbolo de ajuste, a qual o mantém na posição “para fora”.

Existem quatro entalhes no eixo do magneto: o êmbolo se encaixa nesses entalhes durante a operação de ajuste, para manter o eixo do magneto na correta posição de folga “E”.

Empurre o êmbolo (girando o eixo de acionamento do magneto) até ficar encaixado em um desses entalhes; então, posicione o magneto no flange de montagem do motor (figura 7-63), mantendo o êmbolo na posição, sem que ele deslize.

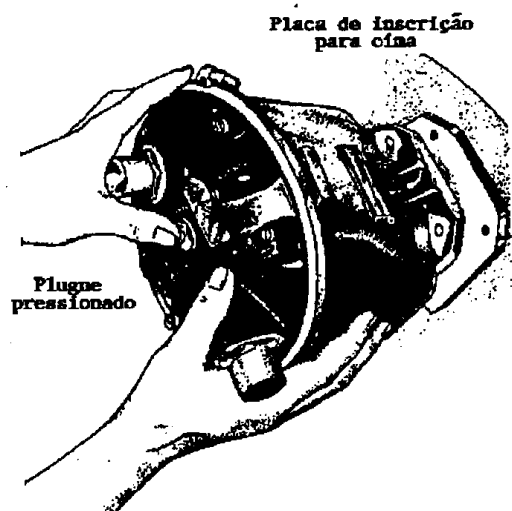


Figura 7-63 Instalação de um magneto

Se a chaveta no membro acionador não encaixar quando o magneto estiver devidamente posicionado no flange de montagem, move-se o magneto para fora do flange, girando o seu eixo em 90° , para que o pino-êmbolo se encaixe na próxima fenda no eixo de magneto.

O magneto é colocado de volta no flange de montagem observando-se se as chavetas e as fendas estão encaixadas. Se não, repete-se este procedimento até que as chavetas se encaixem, e o magneto esteja posicionado no flange de

fixação. Após a correta posição ter sido encontrada, mantém-se o magneto nela, apertando as porcas do prisioneiro para fixá-lo ao flange do motor.

Para determinar que o magneto esteja montado na posição de folga “E”, gira-se a hélice lentamente, quando estiver próximo da posição normal de faiscamento para o cilindro nº 1, o êmbolo é comprimido, devendo encaixar no entalhe, assim que a posição for alcançada.

Instalação do distribuidor do sistema de baixa tensão

O distribuidor em um sistema de baixa tensão, como aquele discutido anteriormente, é instalado como unidade separada. Ele é uma montagem em flange, com fendas alongadas usadas para ajuste.

Antes da instalação do distribuidor, verifica-se a designação da haste “master” na placa de identificação do distribuidor em relação à placa dos dados do motor para ver se o distribuidor possui o platinado correto, correspondendo com a localização da haste “master” no motor.

Deixa-se o pistão no número especificado de graus antes do ponto morto alto usado para ajuste do magneto. Para impedir que partículas estranhas entrem na unidade, a tampa protetora não é removida até o momento exato da instalação do distribuidor.

Nesta hora, remove-se o anel de fixação e, também, a tampa de proteção do distribuidor.

O eixo de acionamento é girado até que a linha marcada com “1” na palheta esteja alinhada com a linha marcada “time-open” no prato coletor, como mostrado na figura 7-64.

Mantém-se o distribuidor na posição, instalando-se no flange de montagem, a fim de que os prisioneiros fiquem alinhados no centro das fendas alongadas desse flange, como mostrado na figura 7-64. Se os prisioneiros não estiverem alinhados na parte intermediária nas fendas do flange, remove-se o distribuidor e desloca-se a engrenagem acionadora um dente na chaveta. Então, reinstala-se o magneto para que a palheta seja mantida alinhada com a posição “1”. Quando a posição correta for encontrada na engrenagem acionadora, tira-se o distribuidor do

flange de montagem, aperta-se porca, e instala-se um novo contrapino na porca-castelo.

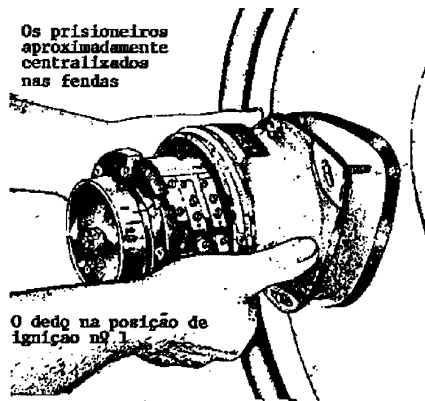


Figura 7-64 Instalação do distribuidor

O fio vermelho da luz de ajuste é conectado no lado isolado do platinado principal "nº 1", e o fio preto no alojamento (figura 7-65). Gira-se o distribuidor no sentido horário no seu flange de montagem até que a luz acenda, indicando que os contatos estão começando a abrir. Aperta-se a porca de fixação com o distribuidor nesta posição; instala-se o outro distribuidor do motor, usando o mesmo procedimento.

Após estarem ambos os distribuidores instalados, sua operação deve ser sincronizada. O fio vermelho da luz de ajuste é conectado em cada platinado principal e o fio preto na massa. Retorna-se a hélice pelo menos um quarto de volta, e depois gira-se lentamente na direção normal de rotação até a posição de faiscamento nº 1, - para ver se ambos os platinados principais abrem ao mesmo tempo.

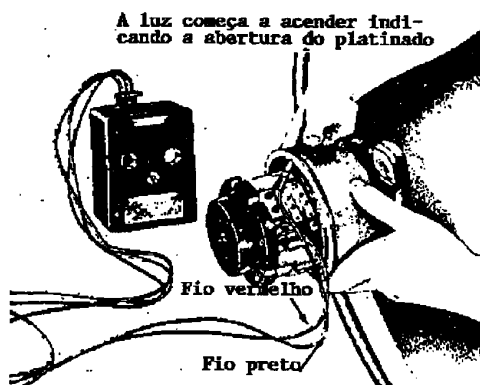


Figura 7-65 Ajustando o distribuidor de baixa tensão do motor

Se ambas as luzes de ajuste acenderem simultaneamente, significa que os distribuidores estão sincronizados. Se elas não acenderem ao mesmo tempo, os distribuidores devem ser resincronizados. Para isto, basta girar o segundo distribuidor lentamente no flange de montagem até que ambos os pares de contatos (um em cada distribuidor) abram no mesmo instante (que deve ser também no mesmo instante em que o cilindro nº 1 atinge o ponto de faiscamento).

As cabeças do distribuidor são substituídas e os anéis de fixação presos. O sistema de ignição está agora pronto para um teste operacional.

Efetando um teste no sistema de ignição

Existem, normalmente, três testes de ignição efetuados na aeronave durante a verificação operacional do motor. O primeiro é efetuado durante o aquecimento, o segundo, pela pressão barométrica do campo e o terceiro, antes do corte do motor. O primeiro teste de ignição é feito durante o aquecimento por recomendação do fabricante. Realmente, ele é uma combinação do teste do sistema e do interruptor de ignição, e é usado para verificar o sistema quanto ao correto funcionamento antes que outros testes sejam realizados.

O segundo teste é efetuado como no teste do sistema de ignição, e é usado para verificar individualmente os magnetos, as cablagens e as velas. O terceiro é efetuado como o teste do interruptor de ignição, e é usado para testar o interruptor quanto ao devido aterramento para a segurança no solo.

O teste do sistema de ignição é normalmente efetuado como o teste de potência, e é, algumas vezes, referido como barométrico do campo, porque nos motores de grande porte ele é efetuado a uma pressão no distribuidor igual à pressão barométrica do campo. O teste de potência é também efetuado nessa mesma pressão (o de ignição não deverá ser confundido com o teste de alta potência). A exata R.P.M e a pressão no distribuidor, para fazer esse teste, pode ser encontrada nas instruções do fabricante.

A pressão barométrica usada como referência será a leitura obtida do manômetro da tubulação de admissão para o motor envolvido, antes da partida e após o corte. Após atingida a R.

P.M. do motor especificado para o teste do sistema de ignição, aguarda-se a estabilização da mesma.

Coloca-se o interruptor da ignição na posição “*right*”, notando se a R.P.M. cai no tacômetro. O interruptor é retornado para a posição “*both*”; permanecendo nela por alguns segundos até que a R.P.M. se estabilize novamente.

Coloca-se o interruptor para a posição “*left*” e, novamente, anota-se a queda da R.P.M. Em seguida retorna-se o interruptor de ignição para “*both*”.

Efetuando este teste, basta bater levemente na borda do tacômetro, para garantir que o ponteiro indicador se mova livremente. Um ponteiro paralisado pode ocultar mau funcionamento da ignição.

Existe uma tendência desse teste ser efetuado rapidamente, o que resulta em erros de indicações. A operação de ignição simples por mais de um minuto não é considerada excessiva, mas esse intervalo de tempo, geralmente, não deve ser excedido.

A quantidade total da queda de R.P.M., que ocorre, imediatamente, é anotada e, também, a quantidade que ocorre lentamente para cada seleção do interruptor. A análise na queda de R.P.M. fornece informações úteis.

Esse teste do sistema de ignição é normalmente efetuado no início da virada do motor, porque se a queda da R.P.M. não estiver dentro dos limites, ele pode afetar todos os outros testes posteriores.

Verificação da chave seletora de ignição

A verificação da chave seletora de ignição é normalmente realizada em 700 R. P.M.

Nos motores em que a marcha lenta está acima desta valor, a mínima R.P.M. possível é selecionada.

Quando a velocidade para efetuar esse teste é obtida, momentaneamente gira-se a chave de ignição para a posição “*off*”.

A ignição do motor deve ser perdida completamente. Após uma queda entre 200 a 300 R. P.M. ser observada, retorna-se a chave para a posição “*both*” o mais rápido possível. Isso é feito rapidamente, para eliminar a possibilidade de pós-

explosão, e retorno de chama quando a chave é retornada para “*both*”.

Se a chave não for retornada rapidamente, a rotação do motor cairá a ponto dele parar. Nesse caso, a chave seletora fica na posição “*off*”, e o controle de mistura é colocado na posição “*idle-cut-off*”, para evitar sobrecarga nos cilindros, e a emissão de combustível não queimado pela descarga do motor.

Quando o motor estiver completamente parado, deve ficar desligado por um curto período antes de ser acionado novamente.

O teste de chave seletora é efetuado para observar se todos os cabos massa do magneto se encontram eletricamente aterrados.

Se o motor não cessar a explosão com a chave na posição “*off*”, indica que o cabo massa do magneto, mais comumente referido como cabo “*P*”, está aberto, e o problema deve ser corrigido.

Substituição dos cabos de ignição

Quando um cabo defeituoso é descoberto pelo teste na cablagem de ignição, é preciso saber se são apenas os cabos, ou o bloco distribuidor que está com o defeito.

Se o problema se encontra em apenas um cabo, a fuga elétrica pode estar no cotovelo da vela ou em uma outra parte.

Remove-se o cotovelo, puxando uma parte do cabo para fora do conduto, e repete-se o teste de cablagem no cabo. Se parar de ocorrer a fuga, corta-se o pedaço defeituoso, instalando o cotovelo, o selo integral, e o “*cigarette*” (figura 7-66).

Se o cabo estiver muito curto, dificultando o reparo descrito ou se a fuga elétrica for internamente na cablagem, substitui-se o cabo defeituoso.

Se a cablagem não for o tipo reparável, a mesma deve ser substituída integralmente. Os procedimentos para substituir os cabos de ignição são os seguintes:

- 1) Desmontar o magneto ou o distribuidor de maneira que o bloco distribuidor fique acessível.
- 2) Soltar o parafuso correspondente ao fio a ser substituído no bloco distribuidor e removê-lo.

- 3) Desencapar as extremidades do fio defeituoso que vem do bloco distribuidor e do fio substituto, aproximadamente 1 polegada. Unir e soldar as extremidades.
- 4) Remover o cotovelo do terminal do cabo ignitor defeituoso, puxar o cabo velho e empurrar o novo na cablagem. Enquanto se puxa os cabos através da cablagem, é importante empurrar o cabo substituto por dentro do conduíte, pela extremidade junto ao terminal distribuidor, para reduzir a força requerida a retirar o cabo completamente.
- 5) Quando o cabo substituto estiver completamente introduzido no conduíte, o cabo de ignição é forçado para dentro do conduíte, de maneira a proporcionar um comprimento extra para futuros reparos, que poderão ser necessários devido ao roçamento com o cotovelo.
- 6) Desencapar aproximadamente 3/8 de polegada do terminal do bloco distribuidor. Dobrar os terminais do fio para trás, e preparar os terminais do cabo

para instalação no bloco distribuidor, como mostrado na figura 7-66. Introduzir o cabo no distribuidor e apertar os parafusos.

- 7) Desencapar aproximadamente 1/4" do cabo na extremidade junto à vela, e instalar o cotovelo, o selo integral e o "cigarette", como ilustrado na figura 7-66.
- 8) Instalar um marcador no terminal do cabo no distribuidor, para identificar o número do cilindro. Se um novo marcador não estiver disponível, usar o marcador removido do cabo usado.

Substituição da cablagem

Substitui-se uma cablagem reparável de ignição completa somente quando a blindagem do conduíte estiver danificada, ou quando o número de cabos danificados tornar mais prático a substituição da cablagem do que dos fios individualmente

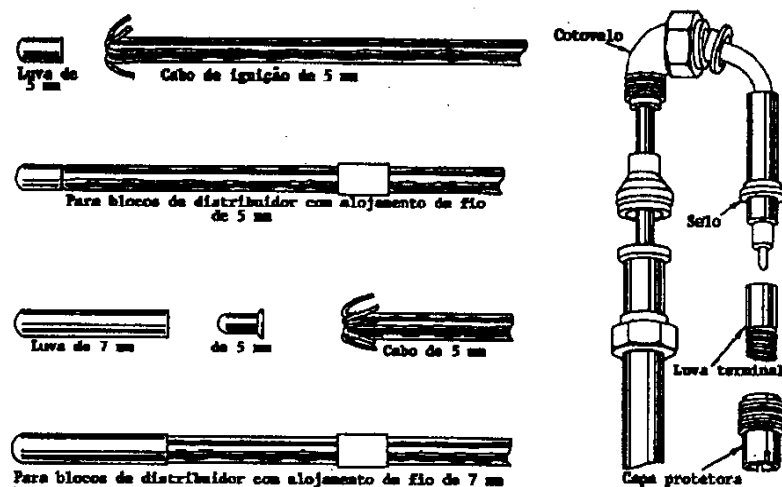


Figura 7-66 Procedimentos para substituição dos terminais do cabo de ignição

Substitui-se uma cablagem blindada somente quando ocorre indicação de fuga na porção blindada.

Antes de se substituir qualquer cablagem para corrigir um mau funcionamento no motor, efetua-se um teste completo.

Os procedimentos típicos para se instalar uma cablagem de ignição são:

1. Instalar a cablagem no motor. Apertar e frenar as porcas e os parafusos, instalando e apertando os suportes individuais dos cabos, de acordo com as instruções. A cablagem está, então, pronta para a conexão do cabo individual com o bloco distribuidor. Um colar é preso em cada cabo no terminal junto ao

distribuidor para identificação do cilindro. Contudo, cada cabo deve ser verificado individualmente quanto a continuidade, ou através da luz de ajuste antes de conectá-lo.

2. Verificar quanto a continuidade, aterrando o cabo ao cilindro e testando o terminal junto ao bloco distribuidor, para confirmar que o aterramento está de acordo com o colar de identificação.
3. Após verificar todos os cabos quanto a correta identificação, cortá-los com o comprimento apropriado para a instalação no bloco distribuidor. Entretanto, antes de cortar os cabos, introduzi-los, o quanto possível, no conduíte, proporcionando uma extensão extra de cabo. Esta reserva poderá ser útil mais tarde, no caso do roçamento do cabo com o cotovelo tornar necessário o seccionamento da extremidade para reparos.

Após cortar cada cabo no comprimento adequado, desencapá-lo aproximadamente 3/8", e prepará-lo para a inserção no bloco distribuidor. Antes de instalar o cabo, retirar o parafuso do bloco para permitir a introdução do cabo no furo sem forçar. Após introduzido, apertar o parafuso. Conectar os cabos na ordem de fogo, isto é, o primeiro cilindro explode na posição nº 1 no bloco, o segundo na ordem de fogo para a posição nº 2, etc. As conexões do bloco distribuidor com o cilindro para vários motores são mostradas na tabela da figura 7-67.

Após conectar cada cabo, verifica-se a continuidade entre o mesmo e o eletrodo do bloco distribuidor, com uma luz de continuidade ou uma luz de regulagem. Para efetuar este teste, aterra-se o cabo de ignição (para o motor) no terminal da vela, assim como um dos cabos de teste encontra-se o outro eletrodo do bloco distribuidor correspondente. Se a luz não indicar que o circuito está completo, é sinal de que o parafuso não está fazendo contato com o cabo de ignição, ou o mesmo está conectado em local incorreto no bloco.

Qualquer falha de conexão deve ser corrigida antes de se instalar o bloco distribuidor.

Número no bloco distribuidor	Radial de 18 cilindros	Radial de 14 cilindros	Radial de 9 cilindros	Radial de 7 cilindros	Em linha 6 cil. opostos	Em linha 4 cil. opostos
1	1	1	1	1	1	1
2	12	10	3	3	4	3
3	5	5	5	5	5	2
4	16	14	7	7	2	4
5	9	9	9	2	3	
6	2	4	2	4	6	
7	13	13	4	6		
8	6	8	6			
9	17	3	8			
10	10	12				
11	3	7				
12	14	2				
13	7	11				
14	18	6				
15	11					
16	4					
17	15					
18	8					

Figura 7-67 Tabela para cabos conectores do bloco distribuidor de vários motores

Teste do sistema de bobina de alta tensão de ignição

Para se verificar o enrolamento da bobina de alta tensão quanto a correta operação, remove-se o cabo de alta tensão do mesmo.

Uma das extremidades do cabo de teste de ignição de 7mm de comprimento é instalada no enrolamento da bobina de alta tensão, mantendo o outro terminal com 3/8" com uma massa apropriada.

Um ajudante deve verificar se o controle manual de mistura está na posição "idle-cut-off", se a válvula de corte a a bomba de combustível daquele motor estão desligados, e se o interruptor da bateria está ligado.

Se o motor estiver equipado com um arranque combinado, ou de inércia, o ajudante deve fechar o interruptor de engate. Não se deve energizar o arranque antes de engatá-lo.

Se o motor estiver equipado com um arranque de acionamento direto, a hélice deverá estar livre ao interruptor de partida fechado.

Quando o interruptor de engate, ou o de partida (dependendo do sistema de partida do motor) estiver fechado, deve ocorrer o centelhamento contínuo através do terminal do cabo de teste.

Estas centelhas devem ser abundantes, além de saltarem rapidamente com um luminoso arco azul para serem consideradas satisfatórias. Se a bobina de alta tensão estiver operando satisfatoriamente, é preciso avisar o ajudante que ele deve soltar o interruptor de partida. Então, remove-se o cabo de teste e reinstala-se o cabo de alta tensão de bobina.

Para se testar o vibrador de indução, o controle manual de mistura deve estar em “idle-cutoff”, a válvula de corte de combustível fechada, a bomba de combustível desligada, e o interruptor da bateria ligado.

Uma vez que o vibrador de indução emite um característico “buzz” se o interruptor de ignição for ligado ou desligado, deixa-se o interruptor desligado durante o teste.

Se o motor estiver equipado com um arranque combinado ou de inércia, o teste é realizado pelo fechamento do interruptor de engate. Se o motor está equipado com um arranque de acionamento direto, verifique se a hélice está livre, e acione o interruptor de partida.

Um ajudante, situado próximo ao vibrador, deve ouvir o som característico produzido. Se isso ocorrer quando o arranque for engatado ou acionado, indica que o vibrador está operando corretamente.

INSPEÇÃO E MANUTENÇÃO DA VELA

A operação da vela pode freqüentemente ser a maior responsável por um mau funcionamento do motor, devido ao acúmulo de chumbo, grafite, ou carbono, e à erosão do vão entre os eletrodos da vela.

Muitas dessas falhas, que geralmente acompanham uma operação normal da vela,

podem ser minimizadas através de boas práticas de manutenção e operação.

Carbonização das Velas

A carbonização (figura 7-68) proveniente do combustível é associada com misturas que são muito ricas para queimar ou misturas que são pobres e causam uma queima intermitente.

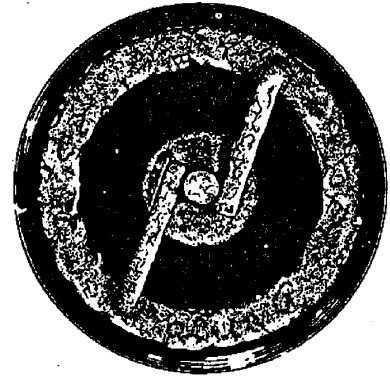


Figura 7-68 Vela carbonizada

Cada vez que uma vela não centelha, o combustível não queimado e o óleo se acumulam nos eletrodos e na borda dessa vela. Essas dificuldades estão quase invariavelmente associadas com o ajuste incorreto da marcha lenta, um vazamento da injeção (*primer*), ou um mau funcionamento do carburador, que provoca o enriquecimento da mistura no tempo de marcha lenta. Uma mistura combustível/ar muito rica é detectada pelo aparecimento de fuligem ou fumaça preta na descarga, e pelo aumento de R.P.M. quando a mistura combustível/ar é empobrecida para “*best power*”

A fuligem que se forma é o resultado do excessivo enriquecimento da mistura em marcha lenta que se acumula dentro da câmara de combustão devido ao calor do motor e a baixa turbulência da câmara. Em altas velocidades e regimes de potência do motor, a fuligem é facilmente eliminada, e não se condensa na câmara de combustão.

Mesmo que a mistura em marcha lenta esteja correta, existe a tendência do óleo ser puxado para dentro do cilindro pelos anéis do pistão, guias de válvulas e anéis retentores de óleo do eixo acionador. Em baixas rotações, o óleo se combina com a fuligem no cilindro para formar

um sólido, que é capaz de curto circuitar os eletrodos da vela. As velas quando molhadas ou cobertas com óleo lubrificante, geralmente, geralmente estão elétricamente isoladas na partida do motor. Em alguns casos essas velas podem se tornar limpas e operarem adequadamente após um curto período de operação do motor.

O óleo de motor que foi utilizado durante /algum tempo manterá em suspensão pequenas partículas de carbono, as quais são capazes de conduzir corrente elétrica.

Deste modo, não ocorrerá o arco no vão desta vela entre os eletrodos, quando a mesma estiver encharcada.

Em vez disso, o impulso de alta tensão fluirá através do óleo de um eletrodo para o outro sem centelhar, como se fosse colocado um fio condutor entre os dois eletrodos.

A combustão no cilindro afetado não ocorrerá, até que a R.P.M. se tome elevada, aumentando o fluxo de ar que expelirá o excesso de óleo.

Então, durante as partidas intermitentes, a combustão auxilia na emissão do óleo remanescente. Em poucos segundos o motor está operando livre, com emissão de fumaça branca da evaporação e da queima de óleo pela descarga.

Depósito de chumbo nas velas

Depósito de chumbo nas velas de aviação é uma condição provável em qualquer motor que use combustível com chumbo.

O chumbo é adicionado ao combustível de aviação para melhorar suas qualidades antidetonantes. Contudo, ele tem o efeito indesejável de formação de óxido durante a combustão.

Esse óxido de chumbo forma um sólido com vários graus de dureza e consistência.

Depósitos de chumbo nas superfícies da câmara de combustão são bons condutores elétricos em elevadas temperaturas e causam falhas na detonação. Em baixas temperaturas os mesmos depósitos podem se tornar bons isoladores.

Em qualquer dos casos, formações de chumbo nas velas das aeronaves, impedem sua operação normal, como mostrado na figura 7-70. Para minimizar a formação de depósitos de

chumbo, dibromido de etileno é adicionado ao combustível como agente limpante (que combina com o chumbo durante a combustão).

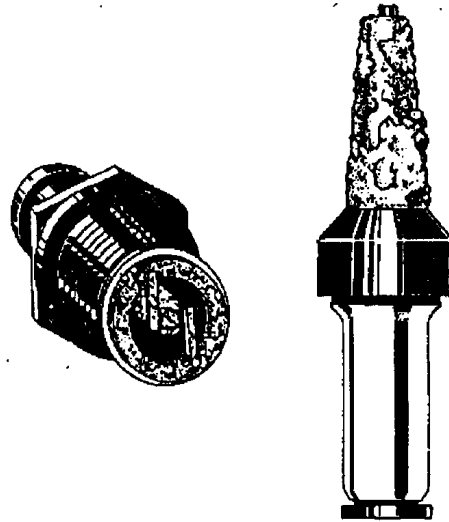


Figura 7-69 Vela com depósito de chumbo

Incrustações de chumbo podem ocorrer em qualquer regime de potência, mas provavelmente o mais propício para a formação de chumbo é o de cruzeiro com mistura pobre. Nesse regime, a temperatura na cabeça do cilindro é relativamente baixa, e há um excesso de oxigênio em relação ao necessário para consumir todo combustível da mistura ar/combustível.

O oxigênio, quando aquecido, é muito ativo e agressivo; e quando todo o combustível é consumido, parte do excesso de oxigênio combina com parte de chumbo e parte do agente limpante para formar oxigênio composto de chumbo ou bromo, ou de ambos. Alguns desses compostos de chumbo indesejáveis solidificam e formam camadas, que aderem nas paredes do cilindro e nas velas, que estão relativamente frias.

Apesar de carbonização ocorrer em qualquer regime de potência, a experiência indica que a formação do chumbo é geralmente confinada a uma específica faixa de temperatura de combustão, e que as temperaturas, maiores ou menores que aquelas da faixa especificada, minimizam, a tendência de formação de chumbo. Se a incrustação for detectada antes das velas estarem completamente obstruídas, o chumbo pode normalmente ser eliminado ou reduzido por um aumento ou decréscimo brusco na temperatura

de combustão. Isto impõe um choque térmico nas partes do cilindro, causando sua expansão ou contração.

Havendo um grau diferente de expansão entre depósitos e partes de metal onde eles se formaram, os depósitos descansam ou soltam, e então se liberados da câmara de combustão pela exaustão, ou são queimados no processo de combustão.

Diversos métodos de produção de choque térmico para partes do cilindro são usados. O método usado, naturalmente, depende do equipamento e acessório instalado no motor. Um aumento brusco na temperatura de combustão pode ser obtido em todos os motores, operando-os em potência máxima por aproximadamente 1 minuto.

Quando usado esse método para eliminação, o controle da hélice deve ser colocado em passo mínimo (alta r.p.m.) e a manete avançada vagarosamente para obter a rotação de decolagem e pressão de admissão. Um vagaroso movimento de manete de controle evita retorno de chama nos cilindros afetados durante a aplicação de potência.

Outra forma de produção de choque térmico é o uso de misturas ar/combustível excessivamente ricas.

Essa forma refrigera repentinamente a câmara de combustão por causa do combustível em excesso que não contribui para a combustão; ao contrário, ele absorve calor da área de combustão.

Alguns carburadores usam controle de mistura manual de 2 posições, que dosa uma mistura pobre em cruzeiro econômico e uma mais rica para todas as potências acima de cruzeiro.

Nenhum controle manual nesse tipo de configuração é capaz de produzir uma mistura excessivamente rica. Mesmo quando o motor é operado em mistura rica automática as potências onde um regime de mistura mais pobre poderia ser completamente satisfatório, ela não é rica o suficiente.

Conseqüentemente, para obter uma mistura mais rica que o carburador é capaz de dosar, um sistema de injeção é usado para suplementar o fluxo de combustível normal.

Enriquecimento da mistura e choque térmico podem ser alcançados pelo sistema de injeção em todas as velocidades do motor, mas

esta eficiência na remoção de chumbo diminui à medida que o combustível dosado, através dos canais normais, aumenta.

A razão para isto é que toda injeção elétrica envia um fluxo constante a todas as velocidades e potências dos motores em um mesmo período de tempo.

Portanto, comparativamente, a injeção enriquecerá as misturas pobres às baixas velocidades, mais do que ela enriqueceria para altas velocidades.

Independente da potência em que a injeção ocorra, ela deverá ser usada continuamente com 2 minutos de intervalo. Se a operação normal do motor não for restabelecida após um intervalo de 2 minutos, deve ser necessário repetir o processo diversas vezes. Alguns sistemas de injeção injetam somente nos cilindros acima da linha central horizontal do motor; no caso, somente aqueles cilindros que recebem a carga de injeção podem ser limpos.

Em motores equipados com injeção de água, a temperatura pode ser bruscamente diminuída pela operação manual desse sistema.

A injeção de água é normalmente reservada para operações de altas potências; mas quando ela é usada somente para limpeza, o sistema é mais eficaz quando ativado no limite de cruzeiro, sendo ele acompanhado por uma momentânea perda de potência.

Essa perda pode ser traçada pelos seguintes fatores: primeiramente, o jato de empobrecimento não é medido no regime de cruzeiro. Por essa razão, quando a válvula de empobrecimento é fechada pelo sistema de injeção de água, não existe decréscimo no fluxo de combustível do carburador.

O segundo fator é que, quando o regulador de água primeiro começa a dosar, ele dosa o combustível que retornou para dentro da linha de transferência de água durante a operação normal seca. Esse combustível proveniente do carburador, produz uma mistura extremamente rica, que, temporariamente, encharca o motor. Tão logo esse combustível seja consumido pelo motor, a potência se normaliza, mas para um valor menor do que foi obtido antes da injeção de água.

Quando a injeção é usada para baixas temperaturas de combustão, ela é limitada a um

curto intervalo (aproximadamente 1 minuto), mesmo se diversos intervalos forem necessários para livrarem os cilindros dos depósitos de chumbo.

Alguns sistemas de injeção de água são considerados automáticos, isto porque o operador não tem nenhum controle da potência na qual o sistema interromperá o processo.

Esses sistemas iniciam injeção de água automaticamente a uma pressão pré-determinada, se a bomba de água tiver sido ligada.

Quando eles são usados para eliminação de chumbo, o benefício total da injeção de água não pode ser obtido por causa das altas potências selecionadas, onde o sistema automático começa a operar, mais calor é gerado pelo motor, a proporção ar/combustível é empobrecida e a temperatura de combustão não pode ser diminuída o suficiente.

Independentemente de como o chumbo é removido das partes do cilindro, se é através de operação de alta potência, pelo uso da injeção, ou pelo uso do sistema de injeção de água, a ação corretiva deve ser iniciada antes que as velas estejam completamente danificadas.

Formação de grafite nas velas

Como resultado do descuido e da excessiva aplicação de uma camada de lubrificante nas roscas das velas, o lubrificante fluirá sobre os eletrodos, causando um curto-circuito. Isso ocorre porque o grafite é um bom condutor elétrico. A eliminação das dificuldades causadas pelo grafite depende dos mecânicos de aviação.

Devemos tomar cuidado quando aplicarmos o lubrificante, assegurando que dedos sujos, farrapos ou fios não entrem em contato com os eletrodos ou parte do sistema de ignição, exceto na rosca das velas.

Praticamente, nenhum sucesso tem sido experimentado na tentativa de queimar ou expelir a camada de lubrificante da rosca.

Folga por erosão das velas

A erosão dos eletrodos acontece em todas as velas de aeronaves quando a faísca salta entre os eletrodos (veja figura 7-70). A faísca carrega consigo uma porção do eletrodo, parte do qual é

depositada no outro eletrodo, já o remanescente é soprado na câmara de combustão.

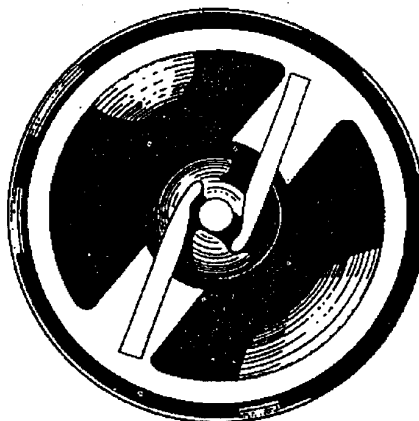


Figura 7-70 Folga da vela causada pela erosão

Como a folga é alargada pela erosão, a resistência que a faísca deve superar para saltá-la também aumenta.

Isso significa que o magneto deve produzir uma voltagem mais elevada para superar aquela resistência.

Devido a grande voltagem no sistema de ignição existe uma grande tendência para descarga da vela em algum ponto de isolamento.

Desde que a resistência de uma folga também aumente, quando a pressão nos cilindros do motor aumentar, um duplo perigo existe na decolagem, e durante uma aceleração súbita com alargamento das folgas das velas.

A quebra do isolamento, faísca prematura e sobras de carbono, resultam em falhas das velas.

Os fabricantes das velas têm parcialmente sobrepujado o problema de folgas de erosão, usando um resistor selado hermeticamente no eletrodo central de algumas velas.

Essa resistência adicionada ao circuito de alta tensão reduz o pico de corrente no instante da ignição.

O fluxo de corrente reduzida ajuda na prevenção da desintegração metálica nos eletrodos.

Também, devido a razão de alta erosão do aço, ou algumas ligas conhecidas, os fabricantes de velas estão usando tungstênio ou uma liga de níquel para as tomadas dos eletrodos e galvanização de platina para fios finos de tomadas de eletrodo.

Remoção de velas

As velas devem ser removidas para inspeção ou serviço em intervalos recomendados pelo fabricante.

Uma vez que a razão de falhas de erosão varia com diferentes condições de operação, modelos de motores e tipos de velas, uma provável falha de velas, causando mau funcionamento do motor, pode ocorrer antes que o intervalo de serviço regular seja alcançado. Normalmente, nestes casos, somente as velas que falharam são substituídas.

Cuidadoso manuseio dos cabos usados e substituídos durante a instalação e remoção de velas em um motor não pode ser enfatizado, uma vez que velas podem ser facilmente danificadas. Para prevenir danos, elas deverão sempre ser individualmente manuseadas e as novas e recondiçionadas, deverão ser armazenadas em caixas de papelão separadas.

Um método comum de armazenamento é ilustrado na figura 7-71. Isto é, uma bandeja furada que previne as tomadas contra choques de umas com as outras, que danificam os frágeis isoladores e roscas.

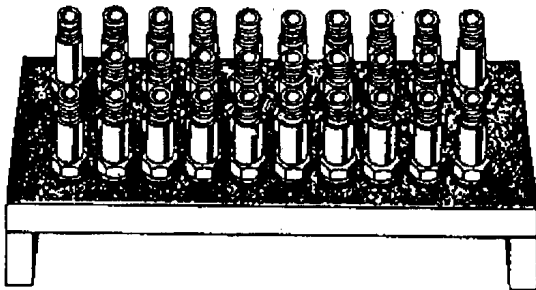


Figura 7-71 Tabuleiro de velas

Se uma vela cair no chão ou em outra superfície, ela não deverá ser instalada no motor, uma vez, que impactos usualmente causam pequenas e invisíveis rachaduras nos isoladores. As velas deverão ser testadas sob condições de pressão antes de uso.

Antes dela ser removida, a cablagem de ignição deve ser desconectada. Usando uma chave especial para o acoplamento tipo cotovelo, remove-se da vela a porca do mesmo.

Toma-se cuidado ao puxar o fio dos cabos, alinhando-o com a linha de centro do corpo da

tomada. Se uma carga lateral é aplicada, como mostrado na figura 7-72, danos ao corpo isolador e ao terminal de cerâmica podem ocorrer.

Se o cabo não puder ser removido facilmente desta maneira, o colar de neoprene deve ser colocado no corpo blindado. Quebra-se o colar de neoprene pela torção do mesmo, como se estivesse desenroscando uma porca de parafuso.

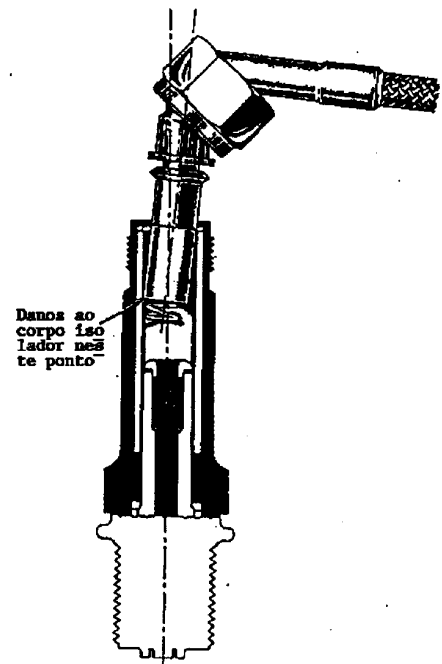


Figura 7-72 Técnica inadequada para remoção do cabo de vela

Após o cabo ter sido desconectado, seleciona-se a ferramenta apropriada para remoção das velas. Aplica-se uma pressão com uma das mãos no cabo de ferramenta, mantendo a soquete em alinhamento com a outra mão. Falha nesse alinhamento de ferramenta, como mostrado na figura 7-73, causará um levantamento na ferramenta para um lado, e danificará a vela.

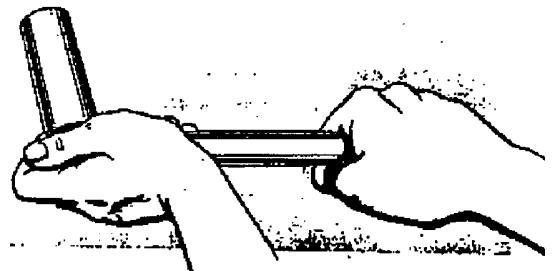


Figura 7-73 Técnica apropriada para remoção

No curso de operação do motor, carbono e outros produtos de combustão serão depositados através dos ignitores e cilindros, e algum carbono pode penetrar nas extremidades inferiores da rosca.

Como resultado, um alto torque é geralmente requerido para soltar a vela. Este fator impõe uma carga de cisalhamento na seção do revestimento do plug, e, se a carga for mais do que o suficiente, a vela poderá se partir, fazendo com que uma parte dela permaneça no orifício do cilindro.

Inspeção e manutenção antes da instalação

Antes de instalar uma vela nova ou recondicionada no cilindro, limpe a rosca cuidadosamente.

Buchas de velas de latão ou aço inoxidável são usualmente limpas com uma ferramenta de limpar roscas (macho).

Antes de se inserir a ferramenta de limpeza no orifício do ignitor, as ranhuras (canais entre as superfícies roscadas) são enchidas com graxa limpa para prevenir que o carbono ou outro material removido pela escova caia dentro do cilindro.

Alinha-se a ferramenta com as extremidades da bucha com um sinal qualquer, e incia-se a escovação com a mão até que não haja possibilidade dela atravessar a bucha.

Para iniciar a escovação em algumas instalações, onde os orifícios dos ignitores estão localizados mais profundamente do que se pode direcionar pelo aperto com a mão, deve-se usar uma extensão curta.

Quando se rosqueia a ferramenta no embuchamento, as extremidades dessa devem encontrar o fundo rosqueado do embuchamento. Isto renoverá depósitos de carbono proveniente das roscas das buchas sem remoção de metal, a menos que o passo das roscas tenha sido contraído.

Se durante o processo de limpeza das roscas, o embuchamento for encontrado solto no cilindro, ou ainda com elas cruzadas, ou, por, outro lado, seriamente danificadas, troca-se o cilindro.

Roscas de velas do tipo postiças (Heli-Coil) são limpas com escova de fios de arame, preferencialmente tendo o diâmetro ligeiramente

mais largo que o diâmetro do orifício do ignitor. Uma escova mais larga que o orifício pode causar remoção de material proveniente da rosca helicoidal ou da cabeça do cilindro. Também, a mesma não haverá desintegrar-se com o uso, permitindo a queda dos fios das cerdas para dentro do cilindro.

Limpa-se a rosca postiça girando-se cuidadosamente o fio da escova com uma ferramenta adequada.

Ao usar a escova, nenhum material deve ser removido da superfície da junta da vela, pois, caso contrário, causará uma mudança no limite de aquecimento, vazamento de combustão, e eventual dano ao cilindro.

Nunca se limpa a rosca helicoidal com um macho, pois esse poderá causar danos permanentes.

Se uma rosca helicoidal de inserção estiver danificada como resultado de uma operação normal ou enquanto estiver sendo limpa, ela deve ser trocada de acordo com as instruções aplicáveis do fabricante.

Usando um pano e solvente para limpeza, na superfície da junta da vela do cilindro, elimina-se a possibilidade de sujeira ou graxa depositadas acidentalmente nos eletrodos da vela durante a instalação. Antes de instalar velas novas ou recondicionadas, elas devem ser inspecionadas para cada uma das seguintes condições:

1. Ter certeza de que a vela é do tipo certo, como indicado pelas instruções de aplicação do fabricante.
2. Verificar quanto a evidência de composto preventivo da ferrugem no exterior da vela, do isolante e no lado interno da carcaça. Acumulações de composto preventivo da ferrugem são removidos lavando-se a vela com uma escova e solvente para limpeza. Ela deve, então ser seca com um sopro de ar seco.
3. Verificar ambas as extremidades da vela quanto a entalhes ou rachaduras, assim como alguma indicação de rachadura no isolante.
4. Inspeccionar o lado interno da carcaça quanto a rachaduras no isolante e o contato central do eletrodo quanto à

corrosão e materiais estranhos, os quais podem causar empobrecimento no contato elétrico.

5. Inspeccionar a junta da vela. Uma junta que tenha sido excessivamente comprimida, vincada, ou distorcida, não deve ser usada. Quando a junta do termocouple for aplicada, não devem ser usadas juntas adicionais.

A folga dos eletrodos da vela deve ser checada com um calibre de folga redondo, como mostrado na figura 7-74. Um calibre tipo “chato” dará uma indicação incorreta de folga, porque os eletrodos massa acompanham o formato circular do eletrodo central.

Quando se usa o calibre, ele é inserido em cada folga paralela à linha central do eletrodo. Se o mesmo estiver ligeiramente inclinado, a indicação estará incorreta. Não se instala uma vela que não tenha a folga especificada.

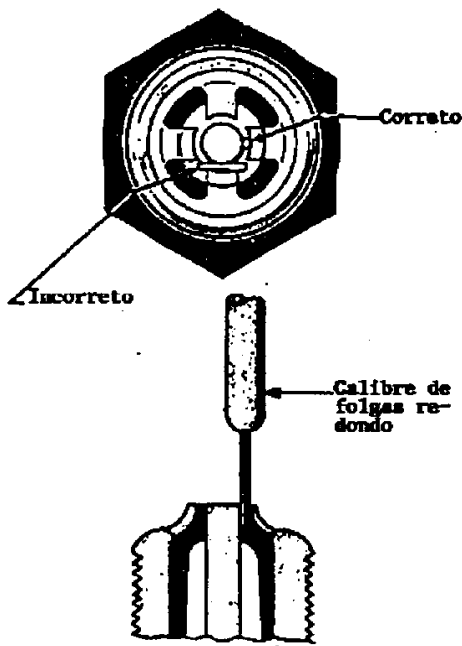


Figura 7-74 Uso de um calibre de folgas

Instalação de vela

Antes de se instalar a vela, as primeiras duas ou três roscas do final do eletrodo são cobertas cuidadosamente com um composto à base de grafite. Antes da aplicação, agita-se o composto para assegurar perfeita mistura.

Quando se aplica o composto nas roscas, ele não deve se alojar entre os eletrodos externos e o central, ou na ponta da vela, onde ele possa escorrer para a massa ou eletrodo central durante a instalação. Esta precaução é necessária porque o grafite no composto é um excelente condutor elétrico, e poderia causar uma fuga de corrente.

Para se instalar uma vela, basta enroscá-la sem usar nenhum tipo de ferramenta até que ela assente na junta.

Se a vela puder ser enroscada com facilidade, usando os dedos, isto é uma boa indicação de roscas limpas. Nesse caso, somente será necessário um pequeno aperto para comprimir a junta, que irá formar um selo vedante. Se por outro lado, um alto torque for necessário para sua instalação, isso indica que pode haver sujeira ou dano na rosca. O uso de torque excessivo pode comprimir a junta, e distorcê-la.

A dilatação da carcaça da vela ocorrerá enquanto continuar um torque excessivo para rosquear sua extremidade inferior no cilindro, após a parte superior ter sido parada pela junta.

Enquanto a carcaça se dilata (figura 7-75), o selo entre essa e o isolador é aberto, criando uma perda de pressão de gás ou dano ao isolador. Após a vela ter sido apertada com os dedos, usa-se um torquímetro, e aperta-se conforme a especificação.

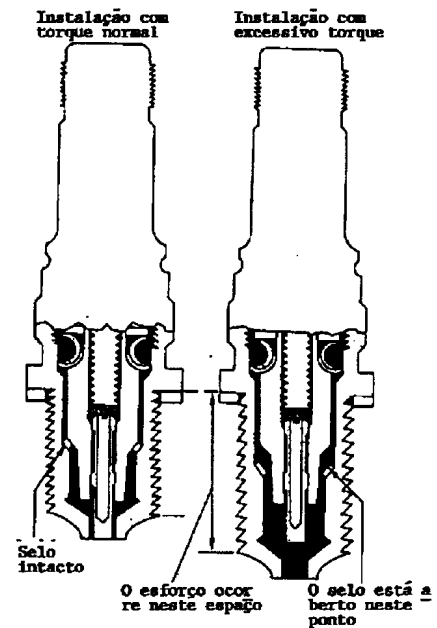


Figura 7-75 Efeitos de um torque excessivo na instalação de uma vela

Instalação do cabo de vela

Antes da instalação do cabo de vela, esfrega-se a bucha terminal (algumas vezes chamada de *cigarette*) e o selo integral com um pano embebido com acetona, MEK, ou um solvente apropriado.

Após a limpeza do cabo da vela, o mesmo deve ser inspecionado quanto a rachaduras e riscos. Se a bucha terminal estiver danificada ou fortemente manchada, deve ser substituída.

A aplicação de uma camada leve de um material isolante na superfície externa da bucha terminal, e o preenchimento do espaço ocupado pela mola de contato, são muitas vezes recomendados.

Esses materiais isolantes, através da ocupação do espaço na área de contato elétrico da carcaça, evitam que a umidade entre na área de contato causando um curto-circuito na vela.

Alguns fabricantes recomendam o uso desses compostos isolantes somente quando a umidade no sistema venha a causar problema, enquanto outros desaconselham totalmente o uso desses materiais.

Após a inspeção do cabo de ignição, ele é colocado dentro da carcaça do plugue. Então, aperta-se a porca de acoplamento do ignitor com a ferramenta apropriada. Muitas instruções de fabricantes especificam o uso de uma ferramenta projetada para evitar o torque excessivo. Após a porca estar apertada, deve ser evitado um teste de aperto, torcendo o conjunto.

Após todas as velas terem sido instaladas e torquadas e os cabos instalados corretamente, aciona-se o motor para efetuar uma verificação completa do sistema de ignição.

INSPEÇÃO DO PLATINADO

A inspeção do magneto consiste essencialmente em uma inspeção periódica do platinado e dielétrico.

Após o magneto ter sido inspecionado quanto à segurança de montagem, remove-se sua tampa, ou a tampa do platinado, e verifica-se o came quanto à lubrificação apropriada. Sob condições normais, existe uma quantidade suficiente de óleo no feltro de encosto do came

acionador para mantê-lo lubrificado entre os períodos de revisão.

Entretanto, durante inspeção de rotina, o feltro de encosto no came acionador deve ser examinado para assegurar que o óleo contido seja suficiente para lubrificação.

Esse teste é feito pressionando-se a unha do polegar contra o feltro de encosto.

Se ficar retido óleo na unha, o feltro contém óleo suficiente para lubrificação do came.

Se não existir evidência de óleo na unha, aplica-se uma gota de óleo de motor embaixo e acima do conjunto, como mostra a figura 7-76.

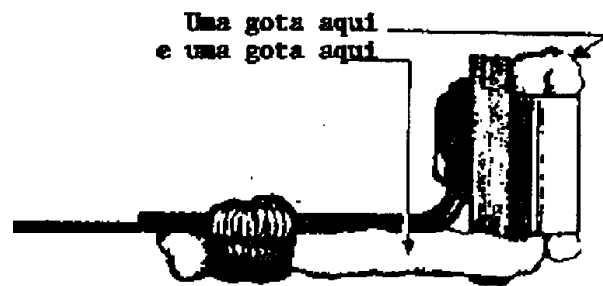


Figura 7-76 Lubrificação do came seguidor

Após a aplicação, aguarda-se pelo menos 15 minutos para que o feltro absorva o óleo. Depois desse tempo, o excesso de óleo deve ser removido com um pano limpo.

Durante esta operação, ou a qualquer hora em que a tampa esteja fora, é preciso extremo cuidado para manter o compartimento livre de óleo, graxa ou solventes de limpeza do motor, uma vez que eles têm uma adesividade que retém poeira e fuligem, o que prejudicaria um bom desempenho do platinado.

Após o feltro de encosto ter sido inspecionado, abastecido e encontrado satisfatoriamente, inspeciona-se visualmente o platinado quanto a qualquer condição que possa interferir na correta operação do magneto.

Se a inspeção revelar uma substância oleosa ou pastosa nas laterais dos contatos, basta esfregá-lo com um pano em um tubo flexível, embebido em acetona ou outro solvente apropriado. Formando um gancho na extremidade do limpador, ganha-se acesso à parte traseira dos contatos.

Para limpar as superfícies de contato, o platinado deve ser forçado para abrir o suficiente para admitir um pequeno esfregão.

Se a abertura dos pontos for feita com o propósito de limpeza ou teste das superfícies de contato, quando às suas condições, aplica-se sempre a força de abertura na extremidade externa da mola principal, e nunca se abre os contatos mais que 1/16" (0,0625 pol.).

Se os contatos forem abertos mais que o recomendado, a mola principal (a mola pressionada o contato móvel) provavelmente assumirá uma outra tensão. Consequentemente, os contatos perderão parte da tensão de fechamento; então eles saltarão, evitando indução normal do magneto.

Um esfregão pode ser feito enrolando uma tira de linho ou um pequeno pedaço de pano livre de fiapos sobre uma das superfícies de abertura, e embebendo o esfregão em um solvente apropriado.

Então, passa-se cuidadosamente o esfregão nas superfícies de contato separadas. Durante toda esta operação, gotas de solvente não devem cair nas partes lubrificadas como o came e o feltro de encosto.

Para se inspecionar as superfícies de contato do platinado, é preciso conhecer o aspecto dos contatos, qual condição de superfície é considerada com desgaste permissível, e quando é necessário sua substituição. A provável causa de uma superfície anormal pode ser determinada pela aparência dos contatos.

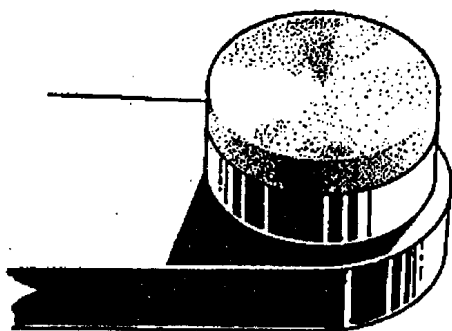


Figura 7-77 Superfície normal de contato

A superfície de contato normal (figura 7-77) tem aparência áspera e de cor cinza opaca sobre a área onde o contato elétrico é feito. Isso indica que os pontos de contato se acamaram, estão

alinhados um com o outro, e estão proporcionando o melhor contato possível.

Esta não é a única condição aceitável. Irregularidades pequenas, sem fendas profundas ou picos elevados, como mostrado na figura 7-78, são consideradas desgastes normais, e não há motivo para serem desbastadas ou substituídas.

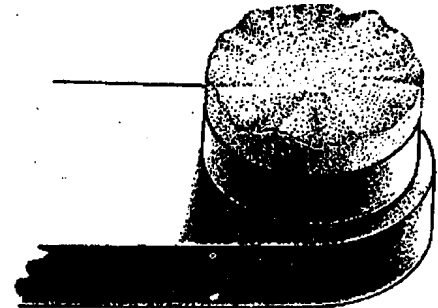


Figura 7-78 Platinado com irregularidade

Entretanto, quando tiver ressaltos na superfície, como ilustrado na figura 7-79, eles devem ser desbastados ou substituídos. Infelizmente, quando picos se formam em um contato, a junção terá fenda ou orifícios.

Essa fenda é mais problemática que o pico, pois ela penetra na camada de platina da superfície. Isso, algumas vezes, dificulta o julgamento para saber se uma superfície de contato está com uma fenda o suficiente profunda para requerer desbaste, porque, na análise final, isso depende do quanto de platina foi retirado da superfície. O risco surge da possibilidade da camada de platina já estar fina como resultado de um longo tempo de uso e prévios desbastes.

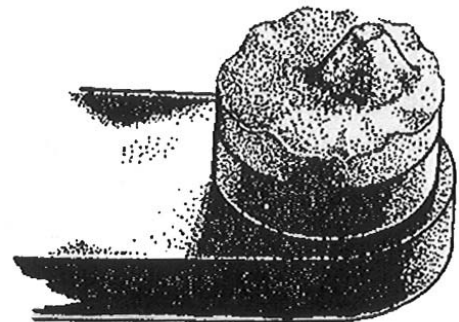


Figura 7-79 Platinados com "picos" bem definidos

Nas revisões, em oficina, um instrumento é usado para medir a espessura remanescente do

contato, e não existe nenhuma dificuldade em determinar sua condição. Mas na manutenção de linha, esse instrumento geralmente não está disponível. Portanto, se o pico é muito alto ou a fenda é muito profunda, não se desbasta esses contatos, em vez disso, eles são removidos e substituídos por uma unidade nova ou recondicionada.

Uma comparação entre as figuras 7-78 e 7-79 ajudará a reconhecer as “menores irregularidades” e os “picos bem definidos”.

Alguns exemplos de condições de superfícies de contatos são ilustrados na figura 7-80. O item “A” ilustra um exemplo de erosão ou desgaste chamado “*frosting*”. Essa condição é resultante de um condensador com circuito aberto; é facilmente reconhecida pela superfície cristalina e áspera e o aparecimento de uma fuligem preta nas laterais dos pontos.

A falta da ação efetiva do condensador resulta em um arco de intenso calor, que se forma cada vez que os contatos abrem.

Isto, junto com o oxigênio no ar, rapidamente oxida e desgasta a superfície de platina dos pontos, deixando, então, a superfície com a aparência áspera, cristalina ou de fuligem.

Durante a operação normal é comum o aparecimento de uma fuligem granulada fina ou prateada, que não deverá ser confundida com a grossa, e os pontos de fuligem causados pela falha do condensador.

Os itens “B” e “C” da figura 7-80 ilustram pontos com fendas prejudiciais.

Esses pontos são identificados claramente pelas bordas dos contatos (no estágio inicial) e pequenas fendas, ou cavidades, no centro dos contatos ou próximo deles, com uma aparência enfumaçada.

Em estágios mais avançados, a fenda pode se desenvolver na largura e na profundidade e eventualmente, o conjunto da superfície de contato tomará a aparência de queimado, escuro e amassado.

Pontos fendidos ou rachados, como regra geral, são causados por poeira e impurezas nas superfícies de contato. Se os pontos estiverem excessivamente fendidos, um conjunto novo ou recondicionado deve ser instalado.

O item “D” da figura 7-80 ilustra um ponto em forma de “coroa”, e pode ser rapidamente

identificado pelo centro côncavo e a borda convexa na superfície de contato.

Essa condição é resultante de um desbaste inadequado, como também pode ser o caso de uma tentativa de desbaste, com o platinado instalado no magneto.

Em adição a uma superfície desigual e irregular, as partículas minúsculas de material estranho e metálico, que permanecem entre os pontos após a operação de desbaste, se fundem e causam uma queima irregular da superfície interna dos contatos.

Essa queima difere do congelamento, uma vez que um arco menor produz menos calor e menos oxidação. Nesse caso, a razão de queima é mais gradual.

Pontos coroados, desde que ainda estejam em condições podem ser limpos e retomados para serviço. Se tiver sido formado um excessivo coroadamento, o platinado deve ser removido e substituído por um conjunto novo ou recondicionado.

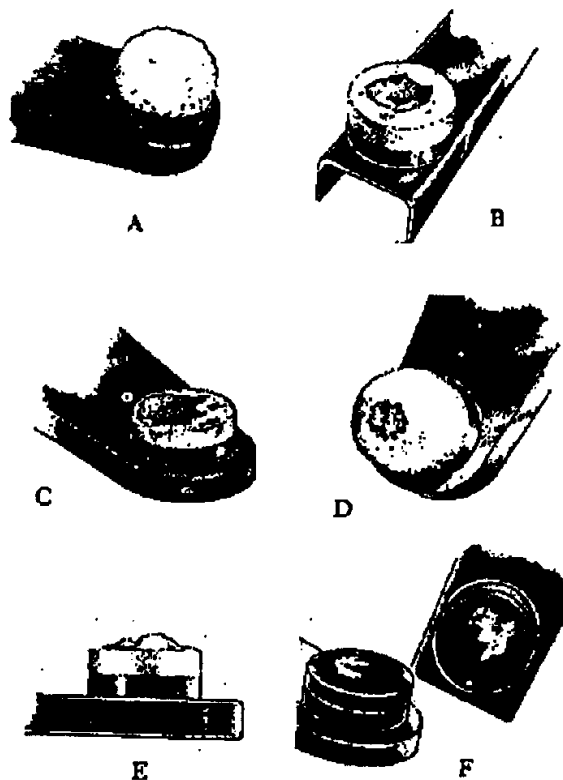


Figura 7-80 Exemplos de condições de superfícies de contato

O item “E:” da figura 7-80 ilustra um ponto formado que pode ser reconhecido pela

quantidade de metal que foi transferida de um ponto para outro.

“Formações” (*Built-up*), tais como outras condições mencionadas, resultam primariamente da transferência do material de contato por meio de arcos de pontos separados. Mas, diferente dos outros, não há queimadura ou oxidação no processo por causa da proximidade entre a depressão de um ponto e a formação de outro.

Esta condição pode resultar de tensão de mola excessiva nos pontos do platinado, que retarda a abertura dos contatos ou causa uma lenta ruptura. Isto também pode ser causado por um condensador primário muito usado e precário, ou por uma conexão frouxa na bobina primária. Se uma formação excessiva tiver ocorrido, um conjunto de platinado novo ou recondicionado deve ser instalado.

O item “F” da figura 7-80 ilustra pontos oleosos, os quais podem ser reconhecidos por sua aparência manchada e pela falta de qualquer das irregularidades acima mencionadas. Essa condição pode ser resultante do excesso de lubrificação do came ou de vapores de óleo, os quais podem ser provenientes de dentro ou de fora do magneto.

Um motor expelindo fumaça, por exemplo, poderia produzir vapores de óleo. Esses vapores então entram no magneto através de sua ventilação e passam entre e em torno dos contatos do platinado. Estes vapores condutivos produzem queimaduras nas superfícies dos contatos.

Os vapores também aderem às superfícies do conjunto do platinado, e formam um depósito de fuligem. Pontos oleosos podem ser corrigidos através de um procedimento de limpeza. Entretanto, a remoção das manchas de fumaça podem revelar uma necessidade de desbaste dos pontos. Se preciso, desbasta-se os pontos, ou instala-se um conjunto de platinado novo ou recondicionado.

Recondicionamento (retífica) dos contatos do platinado

Genericamente falando, a desmontagem e a retificação dos contatos do platinado não deveriam ser uma rotina regular da manutenção do magneto. Com a execução de uma manutenção cara e desnecessária, muitos conjuntos de

contatos atingem um estado de refugo prematuramente, talvez com dois terços ou três quartos do material das superfícies de contato de platina gastos pelas repetidas operações de retifica.

Na maioria dos casos, os contatos do platinado permanecerão em condições satisfatórias entre os períodos de revisão apenas com inspeção de rotina, limpeza e lubrificação.

Se os contatos do platinado tiverem marcas profundas, elevações ou superfícies queimadas, devem ser retificados, ou substituídos, de acordo com as práticas de manutenção recomendadas pelo fabricante.

Se a retifica for aprovada, um conjunto especial de retifica de pontos de contatos estará normalmente disponível.

O conjunto inclui: um bloco de retificação; adaptadores para segurar os contatos durante a operação de retifica; uma lima especial para remover picos e elevações e uma lixa muito fina para ser usada no final da operação, para remover qualquer rebarba deixada pela lima.

Por ocasião da retifica de um conjunto de contatos que tenham marcas e elevações, não se deve tentar remover os sulcos completamente. Lima-se somente o material o suficiente para tornar plana a superfície em torno de tais irregularidades.

Isto deixará usualmente uma grande área de contato em torno do orifício (figura 7-81) e o conjunto terá desempenho idêntico ao de um novo conjunto de platinados.

É óbvio que se o sulco for profundo, um pouco da camada de platina será removida, se houver uma tentativa de remoção de todo o sulco.

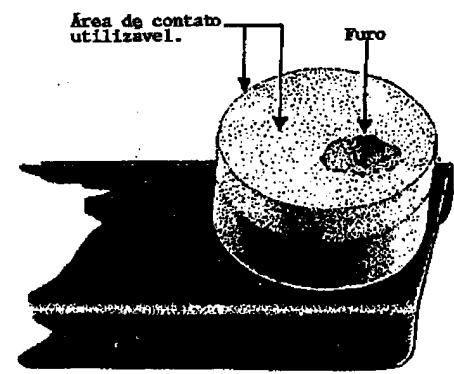


Figura 7-81 Platinado “furado” após retifica

Na retificação do lado elevado do conjunto de contatos, os picos devem ser limados e removidos. A superfície dos contatos deve estar perfeitamente plana para promover a maior área possível contra o outro contato, o qual será agora uma área levemente diminuída devido as marcas remanescentes.

Em complemento à operação de retífica não é necessário obter um acabamento espelhado na área de contato. Apenas algumas passadas de lixa ou pedra são requeridas para remover qualquer rebarba deixadas pela lima (Fig7-82).

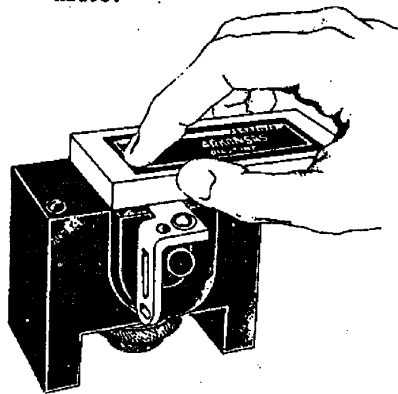


Figura 7-82 Utilização da pedra de retífica dos contatos dos platinados

O objetivo primário é ter uma superfície de contato plana para promover uma área de contato satisfatória quando montado. Uma área de contato total para duas superfícies recondicionadas é difícil de ser obtida, pois isso requer um perfeito acabamento das superfícies.

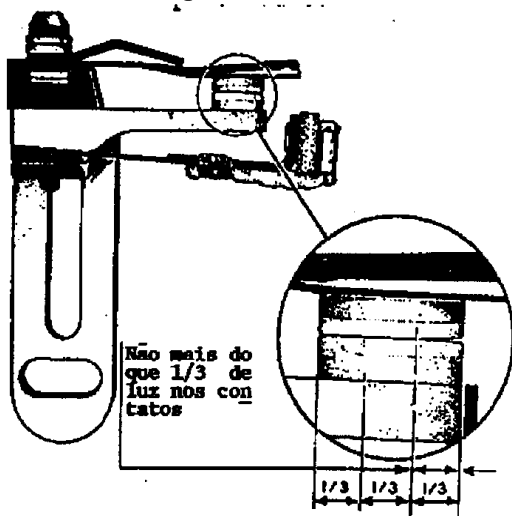


Figura 7-83 Verificação da área de contato dos platinados

Esta dificuldade é um tanto comprometida por uma aproximação, que permite cerca de dois terços do total da área de contato (figura 7-83).

A superfície de contato real pode ser checada mantendo-se o conjunto montado em frente de uma luz e observando o quanto de luz pode ser vista entre as superfícies de contato. Se os pontos de contato tiverem sido removidos por alguma razão, os pontos substituídos ou recondicionados devem ser instalados e precisamente regulados para abrir quando o magneto girar e se movimentar dentro da posição de folga "E" para o cilindro número 1.

Inspeção dielétrica

Outra fase de inspeção do magneto é a inspeção dielétrica. Essa inspeção é uma checagem visual quanto a rachaduras e limpeza. Se ela revelar que a carcaça da bobina, os condensadores, o rotor distribuidor ou blocos estão oleosos, sujos ou tenham qualquer sinal de carbono em evidência, tais unidades necessitarão de limpeza e, possivelmente, um polimento para restabelecer suas qualidades dielétricas.

Limpa-se todos os condensadores acessíveis e as carcaças de bobina que contenham condensadores, esfregando-os com um tecido sem fiapo embebido com acetona.

Muitas peças desse tipo possuem uma camada protetora. Essa camada não é afetada pela acetona, mas pode ser danificada pela fragmentação ou pelo uso de outros fluidos de limpeza.

Nunca se usam solventes inadequados, ou métodos impróprios de limpeza.

Também, quando na limpeza de condensadores ou peças que contenham condensadores, elas não devem ser mergulhadas em qualquer tipo de solução, porque essa pode penetrar no condensador e provocar um curto.

Carcaças de bobinas, blocos distribuidores, rotores distribuidores e outras partes dielétricas do sistema de ignição são tratados com uma camada de cera quando novos e nas revisões gerais. O polimento dos dielétricos ajuda na sua resistência à absorção de umidade, carbono e depósitos de ácido.

Quando essas peças encontram-se sujas ou oleosas, uma parte da proteção original é perdida, o que pode resultar em resistência de carbono.

Se qualquer sinal de carbono ou depósito de ácido estiver presente na superfície do dielétrico, coloca-se a peça mergulhada em solvente de limpeza apropriado, friccionando fortemente com uma escova de cerdas firmes.

Quando os sinais de carbono ou depósitos de ácido tiverem sido removidos, usa-se um pano seco para remover todo o solvente. Então, cobre-se a peça com uma camada de cera especial. Após o tratamento com cera, remove-se o excesso, e reinstala-se a peça no magneto.

Manutenção dos cabos de ignição

Embora os cabos de ignição sejam simples, eles são a ligação vital entre o magneto e a vela de ignição. Devido ao fato deles serem montados no motor, e expostos à atmosfera, eles são vulneráveis ao calor, umidade e aos efeitos das mudanças de altitude.

Esses fatores, somados ao desgaste do isolamento e a erosão, trabalham contra uma operação eficiente do motor. O isolamento pode ser avariado dentro da cablagem e permitir uma fuga de alta voltagem, ao invés de fluir para a vela de ignição.

Circuitos abertos podem ser resultantes de fios partidos ou conexões fracas. Um fio descoberto pode estar em contato com a blindagem, ou dois fios podem estar em curto.

Qualquer defeito sério evitará que a alta tensão atinja a vela de ignição, a qual está conectado o cabo. Como resultado, essa vela não funcionará.

Quando somente uma vela de ignição estiver funcionando no cilindro, a mistura não será consumida tão rapidamente quanto poderia ser se ambas as velas de ignição estivessem funcionando.

Este fator faz com que o pico da pressão de combustão ocorra atrasado.

Se esse pico ocorrer mais tarde que o normal, resultará em perda de potência no cilindro. Entretanto, a perda de potência para um cilindro simples torna-se um fato menor quando o efeito de um tempo longo de queima é considerado.

Um longo tempo de queima superaquece o cilindro afetado, causando detonação, possível pré-ignição e, talvez, uma danificação permanente.

O fio isolado que transporta o impulso elétrico é um tipo especial de cabo projetado, para prevenir excessivas perdas de energia elétrica. Esse fio é conhecido como cabo de ignição de alta tensão, sendo confeccionado em três diâmetros. Os diâmetros externos dos cabos em uso corrente são de 5, 7 ou 9 mm.

A razão para diferentes diâmetros de cabos é que a quantidade e o tipo de isolamento em torno do fio determina a perda elétrica durante a transmissão de alta voltagem.

Uma vez que o núcleo condutor transporta apenas baixas correntes, esse condutor é de menor diâmetro.

O cabo de 9 mm tem uma aplicação limitada, porque é de projeto antigo e tem uma camada relativamente grossa de isolamento..

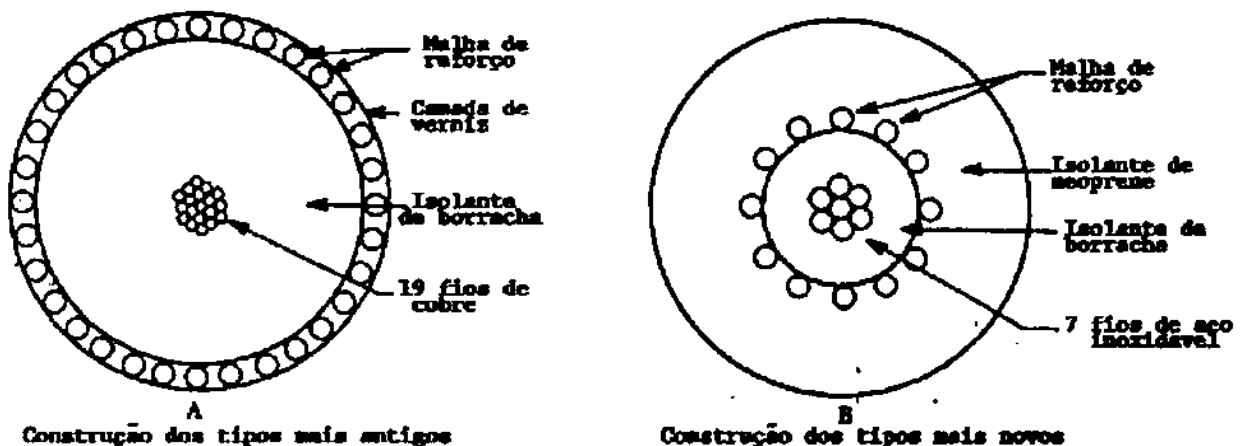


Figura 7-84 Vista em corte de um típico cabo de ignição de alta tensão

Falhas das cablagens de ignição de alta tensão

Para muitas partes dos motores de hoje, são usados cabos de 7mm, mas há poucos sistemas que são projetados para usar cabos de 5 mm. O uso crescente de cabos de menor tamanho é largamente utilizado devidos as melhorias no material de isolamento, o qual permite um revestimento mais superficial.

O adaptador de conexões tem sido projetado para as pontas de cabos mais finos, podendo assim ser usado em armadura (cablagem) trançada; onde o distribuidor foi originalmente projetado para cabos mais grossos

Um tipo de construção de cabo utiliza um núcleo consistindo em 19 fios finos de cobre, cobertos por um revestimento de borracha. Isso é coberto por uma fita entrelaçada e uma camada na parte externa (A da figura 7-84).

Um novo tipo de construção (B da figura 7-84) tem um núcleo de 7 fios de aço inox coberto com um revestimento de borracha.

Além disso, são usadas uma trança de reforço e uma camada de neopreme para completar o conjunto.

Esse tipo de construção é superior aos tipos mais antigos, principalmente porque o neopreme melhorou a resistência ao calor, ao óleo e erosão.

Talvez, a mais comum e mais difícil falha de sistemas de ignição de alta tensão a ser detectada, seja o vazamento de alta voltagem. Isto é uma fuga do condutor através do isolamento para a massa do distribuidor blindado. Uma pequena fuga de corrente existe até em cabos de ignição novos, durante a operação normal.

Vários fatores se combinam para produzir primeiro uma alta razão de perda e, então, a completa interrupção.

Desses fatores, umidade em qualquer forma é provavelmente o pior. Sob alta voltagem, um arco se forma e queima a trilha através do isolador onde existe a umidade. Se houver gasolina, óleo ou graxa presente, irá interromper o circuito e formar carbono.

A trilha queimada é chamada de marca de carbono, já que realmente é uma trilha de partículas de carbono.

Com alguns tipos de isolamento, pode ser possível remover a trilha de carbono e restabelecer o isolador para sua condição total de uso. Isto é conseguido com a porcelana, cerâmica

e alguns plásticos, pois esses materiais não são hidrocarbonos, e qualquer trilha de carbono formada nos mesmos é resultado de sujeira, podendo ser limpo.

Diferenças na localização e quantidade de perda produzirão diferentes indicações de mau funcionamento durante a operação do motor. As indicações são geralmente falta de centelha ou centelha cruzada. A indicação pode ser intermitente, mudando com a pressão do duto ou com condições climáticas.

Um aumento na pressão do duto aumenta a pressão de compressão e a resistência do ar através da folga da vela de ignição.

Um aumento na resistência da folga de ar (na vela de ignição) opõe à descarga da centelha, e produz uma tendência ao disparo desta num dado ponto fraco do isolamento.

Um ponto fraco na cablagem pode ser agravado pela coleta de umidade no distribuidor da cablagem.

Com a presença de umidade, a operação contínua do motor causará falhas intermitentes e tornará permanentes as trilhas de carbono.

Desta maneira, a primeira indicação de cablagem de ignição sem condições de serviço pode ser a falta de centelha para o motor, causada pela perda parcial da voltagem de ignição.

A figura 7-85 mostra uma seção em corte de uma cablagem, e demonstra 4 falhas que podem ocorrer.

A falha (A) mostra um curto de um cabo condutor para outro. Essa falha usualmente causa falta de centelha, visto que a vela está curto-circuitada no cilindro, onde a pressão no mesmo é baixa.

A falha (B) mostra um cabo com uma parte do isolamento desgastado.

Embora o isolamento não esteja completamente rompido, existe uma perda de força maior que a normal, e a vela de ignição, que está conectada a este cabo pode ser perdida durante a decolagem, quando a pressão do distribuidor de admissão é muito elevada.

A falha (C) é o resultado da condensação coletada no ponto mais baixo do distribuidor de ignição.

Essa condensação pode evaporar completamente durante a operação do motor, mas a trilha de carbono, que é formada pelo

centelhamento inicial, permanece para permitir um centelhamento contínuo toda vez que existir uma alta pressão do distribuidor.

A falha (D) pode ser causada por um alto fluxo de ar ou pelo resultado de um ponto fraco no isolamento, o qual é agravado pela presença de umidade.

Entretanto, visto que a trilha de carbono é um contato direto com a childragem de metal, provavelmente resultará no centelhamento sob todas as condições de operação.

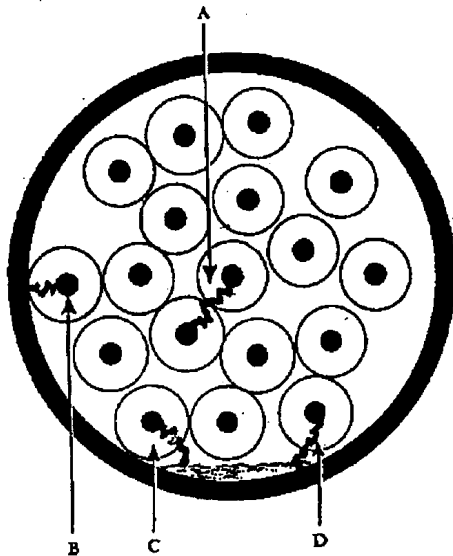


Figura 7-85 Seção reta de uma cablagem

Teste de cablagem

O teste elétrico das cablagens de ignição checa a condição do isolamento em torno de cada cabo de cablagem. O princípio deste teste envolve a aplicação de uma determinada voltagem definida para cada cabo e, então, a medida muito sensível da quantidade de corrente de fuga entre o cabo e o distribuidor da cablagem aterrado.

Essa leitura, quando comparada com especificações conhecidas, torna-se um guia para análise das condições de serviço do cabo.

Como mencionado anteriormente, há uma deteriorização gradual do material de isolamento flexível.

Quando novo, o material terá uma baixa razão de condutividade, tão baixa de fato, que sob uma voltagem de alguns milhares de volts de pressão elétrica, a fuga de corrente será de apenas alguns milésimos de ampère. O envelhecimento natural causará uma mudança na resistência do

material de isolamento, permitindo um aumento da corrente de fuga.

Teste de cablagem de ignição de alta voltagem

Muitos tipos diferentes de dispositivos de testes são usados para determinar o estado de uma cablagem de ignição de alta tensão. Um tipo comum de teste, ilustrado na figura 7-86, é capaz de aplicar uma corrente contínua em qualquer tensão, de 0 até 15.000 volts, com uma entrada de 110 volts, 60 Hz.

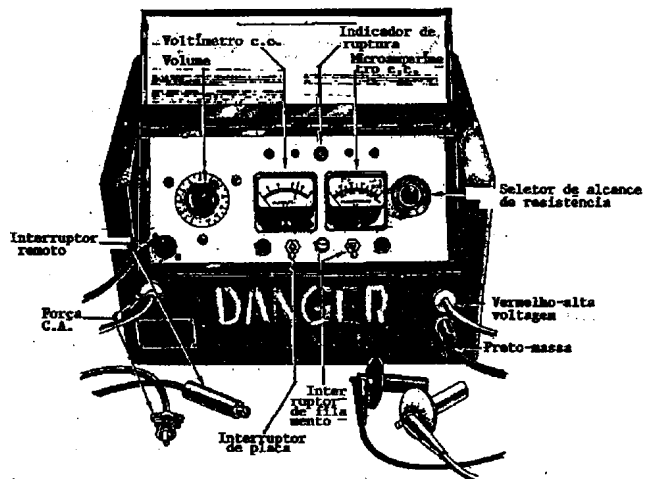


Figura 7-86 Teste de cablagem de ignição de alta tensão

A fuga de corrente entre o cabo de ignição e o tubo de distribuição é medida em duas escalas de um microamperímetro, graduadas para leituras de 0 a 100 μ A (microampères) e de 0 a 1.000 μ A.

Desde que 1000 μ A seja igual a 1 mA (miliampère), o zero para a escala de 1000 é chamada “escala de miliampère”(mA), e a outra, “escala de microampère”(μ A).

Leituras podem ser obtidas em qualquer escala através do uso da chave de ajuste de alta ou baixa resistência, localizada à direita do amperímetro.

Resistores limitadores de corrente são usados em ambas as escalas para evitar danos aos circuitos de teste, através de aplicação acidental de tensões excessivas.

A tensão aplicada ao cabo testado é indicada em um voltímetro calibrado para ler de 0 a 15.000 volts. Um botão de controle à esquerda do voltímetro permite um ajuste de voltagem para a tensão recomendada.

Em adição ao amperímetro e voltímetro, uma luz neon indica centelhamento que pode ser tão rápido a ponto de causar significativa deflexão da agulha do microamperímetro.

Os botões de controle para o teste (figura 7-86) incluem um interruptor de filamento, interruptor de placa e interruptor remoto. O interruptor de filamento completa um circuito entre a entrada do circuito CA e o elemento do filamento da válvula retificadora. O fluxo de corrente pelo filamento o aquece e prepara a válvula para operação. A função da válvula, entretanto, não estará completa até que a placa da mesma esteja energizada.

A tensão da placa do retificador depende de dois interruptores: o da chave de controle de placa e do botão remoto. A chave de controle de placa arma ou prepara o circuito da mesma para operar. Com as chaves da placa e do filamento ligadas, pressionando-se o botão, a válvula estará em operação e, soltando-o verifica-se a tensão dos cabos de ignição se os cabos de testes estiverem conectados.

O botão remoto de calcar deve ser ligado a um soquete no canto inferior esquerdo do painel de instrumentos. Esta configuração permite uma operação de teste a distâncias de até 5 pés. Os parágrafos seguintes ilustram o uso desse tipo de unidade de teste. Estas instruções são apresentadas somente como um guia geral. Consultam-se as instruções aplicáveis do manual do fabricante antes de efetuar um teste de cablagem de ignição.

A cablagem não necessita ser removida do motor para o teste. Se o mesmo for efetuado com a cablagem no motor, todos os cabos de vela devem ser desconectados das mesmas, visto que a tensão aplicada durante o teste é alta o suficiente para provocar o centelhamento entre os eletrodos.

Após cada cabo ser desconectado, o seu terminal, exceto o que vai ser testado, deve estar encostado contra o cilindro, de modo a garantir o seu perfeito aterramento. A razão do aterramento de todos os cabos de vela durante o teste é a necessidade de se verificar e detectar excessiva fuga ou ruptura, resultante de um curto-circuito entre dois cabos de ignição.

Se os cabos estiverem sem massa durante o teste, o curto-circuito não poderá ser detectado, devido a todos os cabos se encontrarem como um

circuito aberto e somente a fuga, através do isolamento para a massa de conduíte da cablagem, poderá ser indicada. Entretanto, quando todos os cabos estão aterrados, exceto o que receberá o teste de tensão, é formado um circuito completo através dos cabos curto-circuitados e qualquer fuga ou sobrecorrente para a massa é indicada pelo microamperímetro ou pelo acendimento da luz néon do indicador de ruptura.

Quando todos os cabos de vela estiverem desconectados das mesmas e aterrados ao motor, prepara-se o equipamento para teste da cablagem. Inicia-se pela conexão do cabo de aterramento na parte traseira do equipamento a algum objeto bem aterrado. Conecta-se o cabo vermelho de alta tensão (figura 7-86) para o terminal de alta tensão do equipamento. Conecta-se a outra extremidade desse cabo para a cablagem de ignição a ser testada.

Prende-se uma das extremidades do cabo massa (preto) no receptáculo de aterramento na parte da frente do equipamento de teste e a outra extremidade ao motor ou qualquer outro ponto comum de massa. Fixa-se o cabo do botão remoto no painel de teste de ignição. Todas as chaves devem estar desligadas, e o botão de controle de alta tensão em zero; então conecta-se o cabo de alimentação para uma fonte de 110 volts, 60 Hz de CA.

Liga-se a chave de controle do filamento, aguardando pelo menos 10 segundos para que o filamento da válvula se aqueça. Após este intervalo, liga-se a chave da placa. Com as chaves da placa e do filamento ligados, ajusta-se a tensão que será aplicada para cada cabo de ignição durante o teste.

O ajuste é efetuado pressionando-se o botão remoto e girando-se o botão de controle de alta tensão no sentido horário, até que o voltímetro registre 10.000 volts. Assim que a tensão recomendada for atingida, solta-se o botão e automaticamente o suprimento de alta tensão é interrompido.

Uma vez que a tensão seja ajustada para o valor recomendado, não será necessário o ajuste da mesma durante o teste. O passo final é o posicionamento do seletor de alcance de resistência para “*high*”, de maneira que qualquer fuga de corrente poderá facilmente ser detectada no microamperímetro.

Este teste é normalmente iniciado pelo cilindro nº 1. Visto que todos os cabos de vela já se encontram aterrados e o cabo vermelho de alta tensão está conectado ao cabo do cilindro nº 1, testa-se esse cabo simplesmente pressionando o botão remoto e observando o microamperímetro. Após obter a indicação, solta-se o botão, remove-se o cabo de teste de alta tensão, aterrando o cabo seguinte a ser testado, e procedendo da mesma maneira na ordem numérica dos cilindros. É importante que cada cabo, bom ou ruim, seja novamente aterrado antes de se testar o seguinte. Conforme o teste progride em torno do motor, anota-se somente aqueles cabos pelo número que deram uma indicação de fuga excessiva (mais que 50 ma) ou de ruptura indicada pelo acendimento da lâmpada.

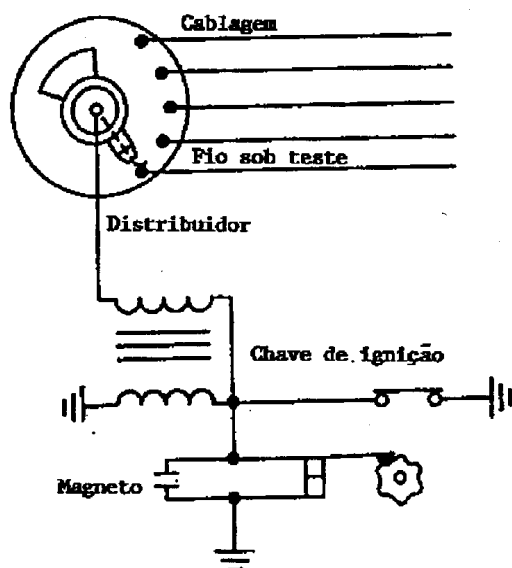


Figura 7-87 Ruptura não atribuída à falha do isolamento

Na conclusão do teste, pelo menos dois cabos em qualquer cablagem provavelmente apresentam falhas. Isto pode ser explicado pela referência da figura 7-87, e notando-se a posição do rotor do distribuidor. Quando a tensão de teste é aplicada para o cabo inferior da ilustração, um centelhamento pode ocorrer através do pequeno vão do distribuidor e pela bobina primária do magneto ou da chave de ignição para a massa.

Esta aparente falha será mostrada em ambos os cabos de vela de ignição, dianteira e traseira, para um cilindro em particular. Para se determinar

se existe realmente uma interrupção nesses cabos, gira-se a hélice de um quarto a meia volta, repetindo neles o teste. Isto afastará o rotor do distribuidor do terminal de cabo testado, dando uma indicação precisa de suas condições.

A hélice não deve ser girada imediatamente após a localização de um cabo aparentemente em mau estado, pois o rotor do distribuidor pode parar em posição oposta à de outro cabo que não tenha sido testado, sendo necessário girar a hélice novamente.

Sempre que a maioria deles apresentar fuga excessiva, a falha pode ser por sujeira ou tratamento inadequado dos contatos do distribuidor.

Se esse for o caso, limpa-se os contatos do distribuidor com os procedimentos descritos no manual do fabricante.

Teste de isolamento de corrente contínua

Existem vários testes pequenos, leves e portáteis, que podem operar com alimentação de 115 volts, 60 Hz C.A., ou 28 v C.C. da fonte de alimentação da aeronave.

Esses testes usam essencialmente os mesmos medidores e interruptores que os testes de cabos de ignição de alta tensão já discutidos. Além disso, as indicações de fuga e interrupção são praticamente as mesmas. Esse tipo de teste é um instrumento geralmente portátil.

ANALISADOR DE MOTORES

O analisador de motores é uma adaptação do osciloscópio. É um instrumento portátil ou permanentemente instalado, cuja função é detectar, localizar e identificar anomalias na operação de motores, como as que são causadas por falha do sistema de ignição, detonação, válvulas, mistura pobre, etc.

A necessidade de meios de detecção e localização de problemas operacionais mais eficazes se tornou evidente com a introdução de maiores e mais complexos motores de aeronaves.

A maioria dos problemas operacionais de aeronaves são devidos à falha no sistema de ignição, e normalmente se manifestam em baixas altitudes, ou durante a operação no solo. Entretanto, muitos problemas de motores,

principalmente aqueles relacionados ao sistema de ignição, ocorrem em elevadas altitudes de vôo.

Já que as condições de elevadas altitudes não podem ser simuladas no solo, é desejável uma unidade que, a qualquer momento, possa indicar uma anormalidade na operação dos motores.

Analísadores de motores são classificados em 2 tipos: um produz somente evidência da condição do sistema de ignição; o outro revela vibrações anormais durante a operação, como as causadas pela explosão, válvulas, ou mistura pobre de combustível, como também o mau funcionamento na ignição.

Os analisadores são projetados para serem usados como portáteis, ou permanentemente instalados na aeronave.

A maioria dos modelos comuns contém o controle de voltagem de ignição e seletoras que permitem o uso de captadores de indução, conjunto de retardo ou gerador de 3 fases para sincronização.

Os pesos do portátil e do instalado na aeronave variam com a forma de instalação envolvida.

Em uma aeronave típica de 2 motores equipada com sistema de ignição de baixa tensão, a instalação portátil pesa aproximadamente 22 Lbs (incluindo fios, conectores e equipamento).

A instalação a bordo pesa aproximadamente 45,5 Lbs.

Uma instalação a bordo é aquela em que a unidade analisadora de ignição e seus associados estão permanentemente instalados na aeronave. Nenhum fixador de cabos é usado, neste caso.

Uma instalação portátil é aquela na qual o equipamento associado é permanentemente instalado no avião, porém o analisador é eliminado. Neste caso. Um fixador de cabos é utilizado.

Mais tarde, o analisador é levado de avião para avião para fazer testes de ignição, ou vai nele para fazer testes de ignição, ou vai nele para fazer testes de ignição em altitudes.

O analisador instalado a bordo tem uma grande vantagem – está sempre com o avião. Fazer tal instalação envolve custos adicionais do analisador.

Obviamente isto requer que se tenha pessoal a bordo capaz de operar o instrumento em vôo, permitindo que esse pessoal teste o sistema de ignição antes do pouso, e, assim, torne possível resolver prontamente as dificuldades após o pouso.

O diagrama na figura 7-88 ilustra uma instalação do analisador de ignição a bordo em um avião típico.

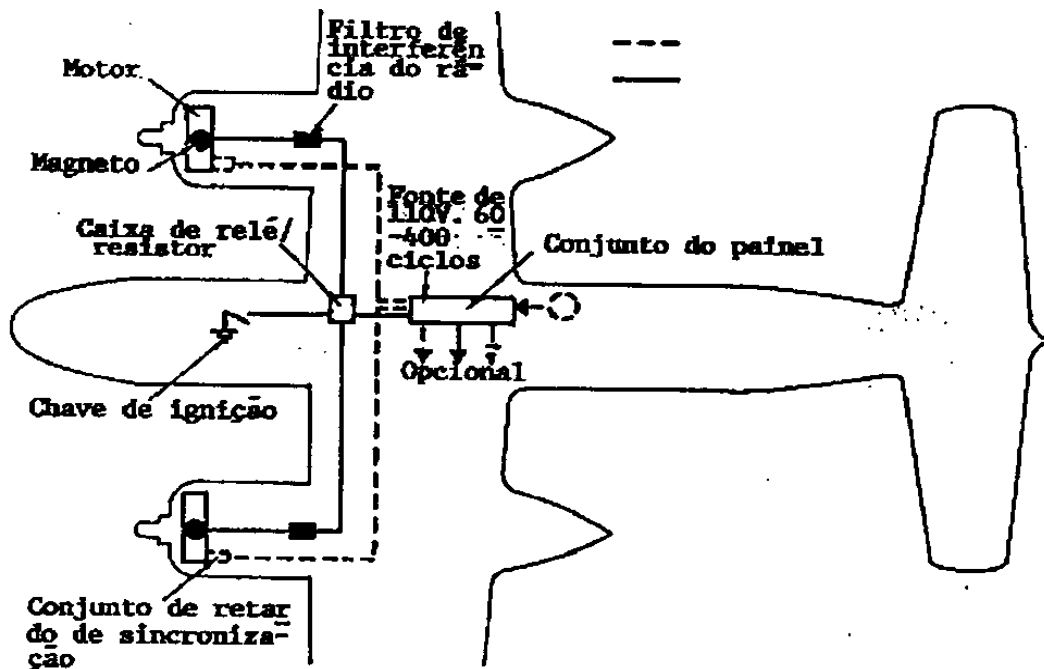


Figura 7-88 Instalação do analisador em bimotores

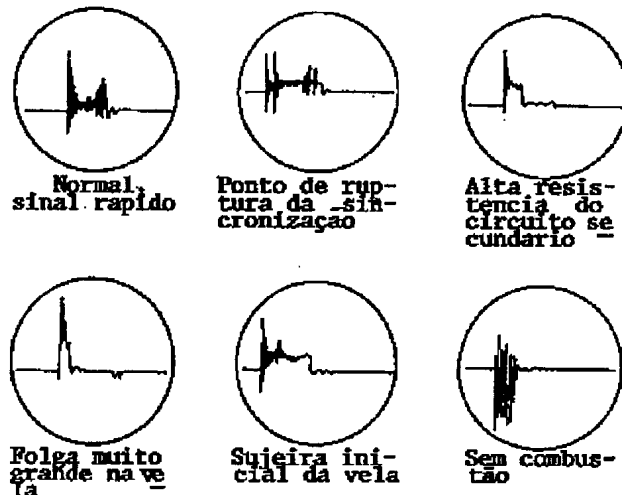


Figura 7-90 Imagens típicas de um analisador

SISTEMA DE IGNIÇÃO EM MOTORES A TURBINA

Como os sistemas de ignição de motores à turbinas são operados por um curto período durante o ciclo de partida do motor, eles são, via de regra, menos passíveis de problemas em relação aos sistemas de ignição em motores convencionais. A maioria dos motores turbojato é equipado com um sistema de ignição do tipo capacitivo de alta energia.

Ambos os motores do tipo turboélice podem ser equipados com um sistema de ignição tipo eletrônico, o qual é uma variação do sistema tipo capacitivo simplificado.

Sistema de ignição de motores turbojato

O motor turbojato típico é equipado com um sistema de ignição do tipo capacitivo (descarga capacitiva), consistindo em duas unidades idênticas e independentes de ignição, operando a partir de uma fonte elétrica de corrente contínua de baixa tensão comum, que é a bateria de bordo da aeronave.

Os sistemas de ignição dos motores turbojato podem ser rapidamente operados em condições atmosféricas ideais, mas uma vez que freqüentemente eles operam em condições de grandes altitudes e baixas temperaturas, é imperativo que o sistema seja capaz de fornecer centelhas de alta intensidade de calor.

Com isso, uma alta tensão é fornecida ao terminal da vela de ignição, fornecendo ao sistema um alto grau de confiabilidade em condições variáveis de altitude, pressão atmosférica, temperatura, vaporização de combustível e tensão de entrada.

Um sistema de ignição típico inclui duas unidades excitadoras, dois transformadores, dois cabos de ignição intermediários e dois cabos de ignição de alta tensão. A figura 7-91 apresenta parte de um sistema típico de ignição.

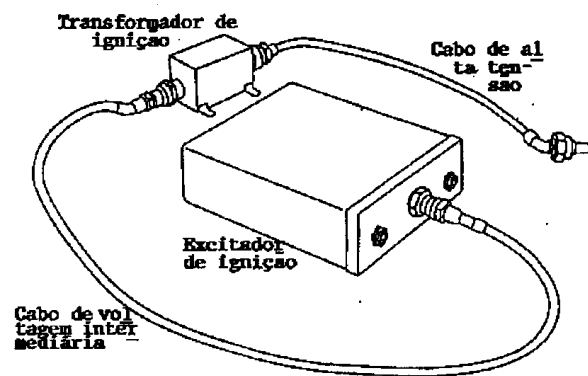


Figura 7-91 Parte de um sistema típico de ignição

Com isso, como um fator de segurança, o sistema de ignição é realmente um sistema duplo, projetado para ativar duas velas de ignição. A figura 7-92 apresenta um diagrama esquemático de um sistema de ignição do tipo capacitor utilizado em motores turbojato.

Uma tensão de entrada de 24 V CC é fornecida ao conector da unidade excitadora. Esta alimentação inicialmente passa através de um filtro de energizar a unidade excitadora, tal filtro tem a função de evitar que sinais de ruído sejam induzidos no sistema elétrico da aeronave.

A baixa tensão de entrada opera um motor CC, o qual aciona um sistema excêntrico singelo e um sistema excêntrico múltiplo. Ao mesmo tempo, a tensão de entrada é fornecida a um conjunto interruptor, que é acionado pelo sistema excêntrico múltiplo.

No conjunto de interruptores, uma corrente que é rapidamente interrompida, é enviada a um autotransformador.

Quando o interruptor é fechado, o fluxo de corrente através da bobina primária do transformador gera um campo magnético. Quando o interruptor abre, o fluxo de corrente cessa e a queda do campo induz uma tensão no secundário do transformador. Essa tensão causa um pulso de corrente que vai para o capacitor de carga através do retificador que limita o fluxo em uma única direção.

Com pulsos repetitivos no capacitor de carga, este se carrega com uma carga máxima aproximada de 4 joules (1 joule por segundo equivale a 1 watt). O capacitor de carga é conectado a vela de ignição através de um transformador de disparo e de um contactor, normalmente abertos.

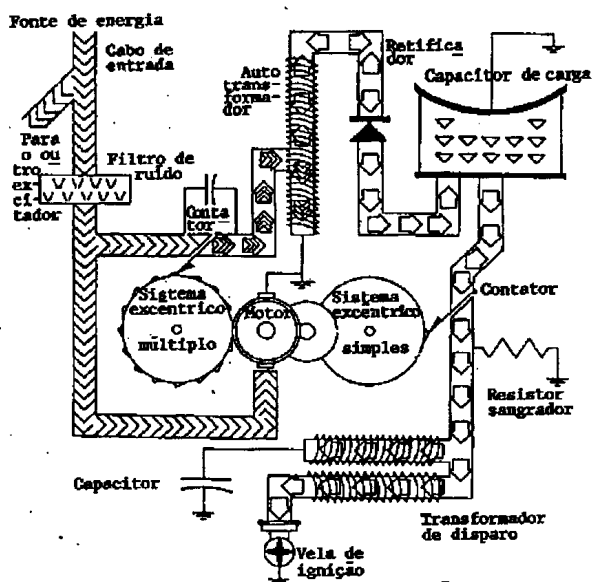


Figura 7-92 Esquema de um sistema de ignição do tipo capacitivo

Quando a carga do capacitor é elevada, o contator é fechado pela ação mecânica do sistema excêntrico singelo.

Uma parte da carga flui através do primário do transformador de disparo, e o capacitor é conectado em série com esses. Esta corrente induz uma alta tensão no secundário do transformador, o qual ioniza a vela de ignição.

Quando a vela se torna condutiva, o capacitor de carga descarrega o restante de sua energia acumulada juntamente com a carga do capacitor, que está em série com o primário do transformador de disparo.

A razão de centelhamento na vela de ignição terá uma variação que será proporcional à tensão da fonte de alimentação C.C., a qual afeta a rotação do motor.

Uma vez que ambos os sistemas excêntricos são atuados pelo mesmo eixo, o capacitor de carga acumulará sempre a sua energia com o mesmo número de pulsos antes do ciclo de descarga.

A aplicação do transformador de disparo de alta frequência, com um secundário de baixa reatância, mantém o tempo de disparo em um valor mínimo. Esta concentração de máxima energia em um mínimo de tempo fornece uma ótima centelha para o propósito de ignição, capaz de eliminar a carbonização e vaporizar os glóbulos de combustível.

Toda a alta tensão nos circuitos de disparo é completamente isolada dos circuitos primários. O excitador é completamente selado, protegendo com isto todos os componentes de condições adversas de operação, eliminando a possibilidade de perda de centelha em altitudes devido à mudança de pressão. Isto também assegura uma blindagem que evita a fuga de tensão de alta frequência, a qual interfere na recepção de rádio da aeronave.

Sistema eletrônico de ignição

Este sistema tipo capacitivo modificado fornece ignição para os motores turboélice e turbojato.

Como os outros sistemas de ignição, este é requerido apenas durante o ciclo de partida do motor. Uma vez iniciada a combustão, a chama é contínua.

A figura 7-93 mostra os componentes de um sistema eletrônico de ignição típico.

O sistema consiste em uma unidade dinamotora/reguladora/filtro, um excitador, dois transformadores de alta tensão, dois cabos de alta tensão e duas velas de ignição. Além desses componentes são também usados cabos de interconexão, terminais, chaves de controle e o equipamento necessário para sua operação na aeronave.

O dinamotor é utilizado para elevar a corrente contínua que é extraída da bateria de bordo ou da fonte externa, para a tensão de operação do excitador. Essa tensão é utilizada para carregar dois capacitores, os quais armazenam a energia que será utilizada durante a ignição.

Nesse sistema, a energia requerida para ativar a vela de ignição na câmara de combustão não é armazenada em uma bobina de indução, como acontece nos sistemas convencionais de ignição.

localizados na unidade excitadora. A tensão através desses capacitores é elevada por meio de transformadores. No instante de ativação da vela de ignição, a resistência do eletrodo é reduzida o suficiente para permitir que o capacitor maior descarregue sua energia através do eletrodo.

A descarga de segundo capacitor é de baixa tensão, porém com alta energia.

O resultado, é uma centelha de alta intensidade de calor, capaz não somente de causar a ignição de misturas anormais de combustível, mas também de eliminar quaisquer depósitos de material estranho nos eletrodos da vela.

O excitador é uma unidade dupla, e esse produz centelhas em cada uma das duas velas de ignição. Uma série contínua de centelhas é produzida até que o motor acenda. A corrente da bateria é então interrompida, e as velas de ignição não mais emitem centelha enquanto o motor estiver operando.

Velas de ignição de turbina

A vela de um sistema de ignição de turbina é consideravelmente diferente daquelas utilizadas nos sistemas de ignição dos motores convencionais. O seu eletrodo deve ser capaz de resistir a uma corrente de muito maior energia, em relação ao eletrodo de velas para motores convencionais.

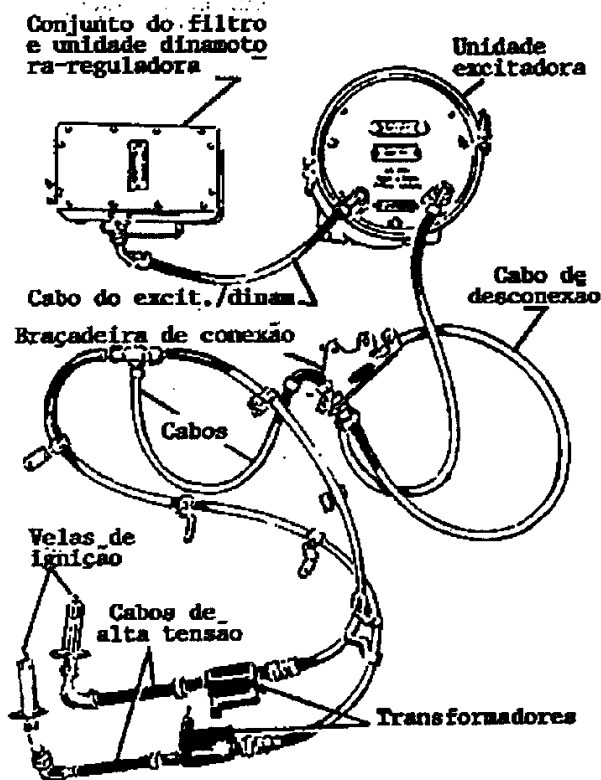


Figura 7-93 Sistema de ignição eletrônico

No sistema eletrônico, a energia é armazenada em capacitores. Cada circuito de descarga inclui dois capacitores, ambos

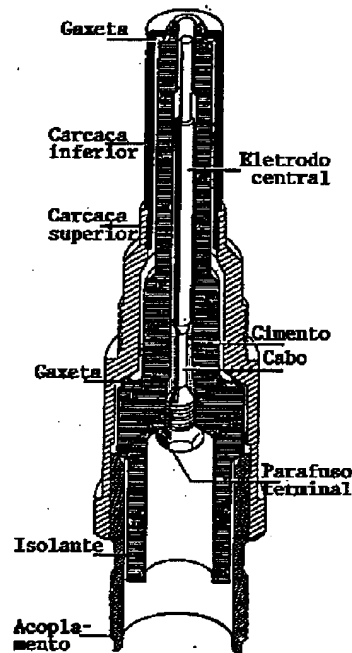


Figura 7-94 Vela de ignição do tipo angular

Essa corrente de alta energia pode rapidamente causar a erosão do eletrodo, mas os pequenos períodos de operação minimizam a manutenção da vela.

O espaço do eletrodo de uma vela de ignição típica é muito maior do que aquela das velas de centelha, uma vez que as pressões de operação são muito menores, e as centelhas podem ser mais facilmente conseguidas do que nas velas comuns.

Finalmente, a sujeira nos eletrodos, tão comum nas velas de motores convencionais, é minimizada pelo calor das velas de alta intensidade.

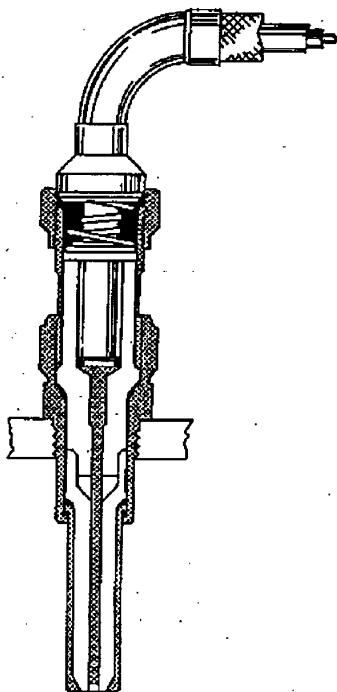


Figura 7-95 Vela de ignição do tipo confinado

A figura 7-94 mostra uma ilustração em corte de uma vela de ignição típica com espaçamento anular do eletrodo, por vezes conhecida como de “longo alcance”, em função de projetar-se na câmara de combustão, produzindo uma centelha mais efetiva.

Outro tipo de vela de ignição, a vela confinada (figura 7-95), é usada em alguns tipos de turbinas.

Essa opera em condições de temperaturas muito mais frias e é por esta razão, que não se projetam diretamente na câmara de combustão. Isto é possível porque a centelha não permanece muito próxima da vela, mas produz um arco além da face da câmara de combustão.

INSPEÇÃO E MANUTENÇÃO DO SISTEMA DE IGNIÇÃO DE MOTORES A TURBINA

A manutenção de um sistema típico de ignição de turbinas consiste primariamente em inspeção, teste, pesquisa de problemas, remoção e instalação.

Inspeção

A inspeção de um sistema de ignição normalmente inclui o seguinte:

Inspeção/Cheque	Reparo
Fixação dos componentes, parafusos e braçadeiras	Reaperto e fixação como requerido
Curtos e arcos de alta tensão	Substituição dos componentes em falha e fiação
Conexões soltas	Fixação e aperto como requerido

Remoção, Manutenção e Instalação dos Componentes do Sistema de Ignição

As instruções seguintes constituem em procedimentos típicos sugeridos pela maioria dos fabricantes de turbinas. Essas instruções são aplicáveis aos componentes do sistema de ignição do motor (ilustrado na figura 7-93).

As instruções fornecidas pelo fabricante devem sempre ser consultadas antes de se executar manutenção em qualquer sistema de ignição.

Cabos do Sistema de Ignição

1. Remover as braçadeiras que fixam os cabos de ignição ao motor.
2. Remover os frenos e soltar os conectores elétricos da unidade excitadora (caixa de ignição).
3. Remover freno e desconectar o cabo da vela de ignição.
4. Descarregar qualquer carga elétrica armazenada no sistema através da massa, e remover os cabos do motor.

5. Limpar os cabos com solvente seco aprovado.
6. Inspeccionar os conectores quanto as roscas danificadas, corrosão, isoladores quebrados e pinos do conector amassados ou quebrados.
7. Inspeccionar os cabos quanto as áreas queimadas ou gastas, cortes, desgaste e deterioração de modo geral.
8. Executar o teste de continuidade dos cabos.
9. Reinstalar os cabos, obedecendo o procedimento inverso ao da remoção.

Velas de Ignição

1. Desconectar os cabos de ignição das velas.
2. Remover as velas de seus suportes

3. Inspeccionar a superfície do eletrodo da vela.
4. Inspeccionar a haste da vela quanto ao desgaste.
5. Substituir velas de ignição cuja superfície esteja granulada, lascada, ou danificada de forma generalizada.
6. Substituir velas sujas ou carbonizadas.
7. Instalar as velas de ignição nos suportes.
8. Verificar a distância adequada entre a câmara de combustão e a vela de ignição.
9. Apertar as velas de ignição de acordo com o torque especificado pelo fabricante.
10. Frenar as velas de ignição.

CAPÍTULO 8

SISTEMAS ELÉTRICOS DE PROTEÇÃO CONTRA OS EFEITOS DA CHUVA E DO GELO E CONTRA FOGO

PROTEÇÃO CONTRA OS EFEITOS DA CHUVA

Sistemas elétricos limpadores de pára-brisas

Em um sistema elétrico, limpador de pára-brisas, as palhetas limpadoras são giradas por um ou mais motores, que recebem energia do sistema elétrico da aeronave.

Em algumas aeronaves, os limpadores de pára-brisas do piloto e o do co-piloto são operados por sistemas separados, para assegurar que será mantida uma boa visão em uma das partes do pára-brisas se um dos sistemas falhar.

A figura 8-1 mostra uma típica instalação elétrica de limpador de pára-brisas.

Um limpador operado eletricamente está instalado em cada painel do pára-brisas. Cada limpador é girado por um conjunto motor-conversor.

Os conversores mudam o movimento rotativo do motor para um movimento alternado, para operar os braços de comando. Um eixo do

conjunto fornece os meios de fixação do braço de comando.

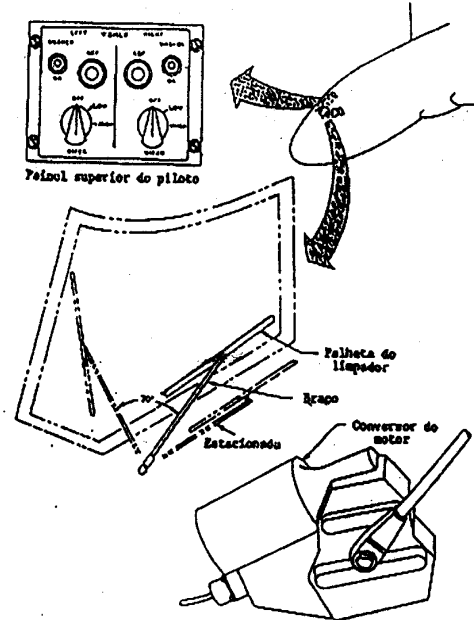


Figura 8-1 Sistema elétrico de limpador de pára-brisas

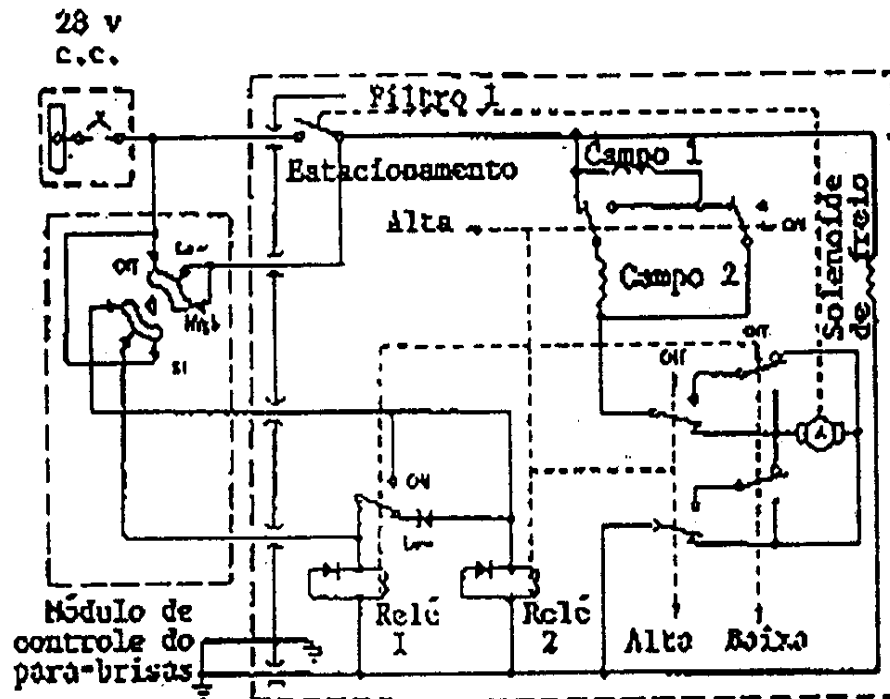


Figura 8-2 Circuito elétrico do limpador de pára-brisas

O limpador de pára-brisas é controlado pela seleção do interruptor de controle, para a velocidade desejada. Quando a posição “HIGH” é selecionada (figura 8-2), os relés 1 e 2 são energizados. Com ambos os relés energizados, o campo 1 e o campo 2 são energizados em paralelo.

O circuito é completado e o motor opera a uma velocidade aproximada de 250 golpes por minuto. Quando a posição “LOW” é selecionada, o relé 1 é energizado. Isto faz com que o campo 1 e o 2 sejam energizados em série.

O motor então, opera a aproximadamente 160 golpes por minuto. Selecionando o interruptor para a posição “OFF”, ele permite aos contatos do relé retornarem às suas posições normais. No entanto, o motor do limpador continua a girar até que o braço de comando atinja a posição “PARK”.

Quando ambos os relés estiverem abertos e o interruptor “PARK” estiver fechado, a excitação do motor será revertida. Isto causa o movimento do limpador fora da borda inferior do pára-brisas, abrindo o interruptor de estacionamento, operado por ressalto. Isto desenergiza o motor e solta o solenóide do freio e assegura de que o motor não deslizará, tornando a fechar o interruptor de estacionamento.

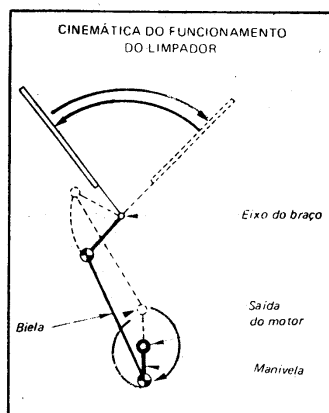
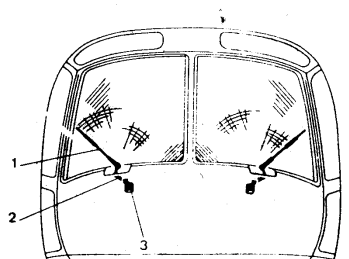


Figura 8-3 Componentes do limpador de pára-brisas de helicóptero

Um sistema limpador de pára-brisas instalado em helicóptero consiste de um braço (1) impulsionado por um motor elétrico (3) cujo movimento de rotação é transformado em batimento por um sistema “biela-manivela” (2).

1) Características

Condição de utilização: o limpador de pára-brisa é eficaz até 185 km/h (100kt).

- Velocidade de batimento: 60 movimentos de ida-e-volta por minuto.
- Consumo do motor: 3 A.
- Potência máxima: 220W
- O motor é equipado com um redutor e supressor de ruído.

2) Funcionamento

Com o botão (1) pressionado o motor, é alimentado e aciona o braço do limpador por meio do sistema “biela-manivela”.

Quando o botão é acionado para a posição “desligado”, o motor continua a ser alimentado pelo circuito paralelo (4) até o momento em que a escova de alimentação (3) perde contato com o came (2) acionado pelo motor. O motor pára em posição “estacionamento”.

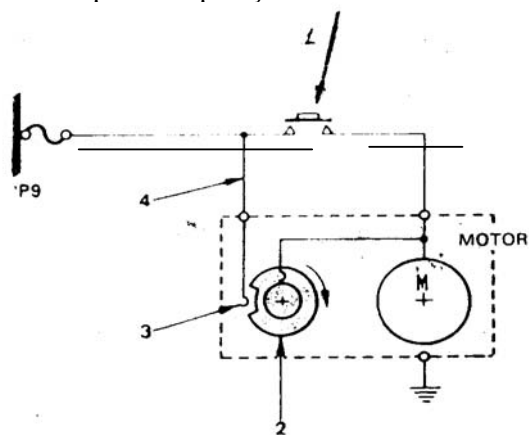


Figura 8-4 Esquema do circuito elétrico

O came de parada está montado em relação ao sistema “biela-manivela” de tal maneira que o corte de alimentação que ele provoca corresponde à posição “estacionamento” parando o braço do limpador à direita do pára-brisa.

Nota: o limpador de pára-brisas nunca deve funcionar num pára-brisas seco.

PROTEÇÃO CONTRA OS EFEITOS DO GELO

Chuva, neve e gelo são velhos inimigos dos transportes. Em vôo, é adicionada uma nova dimensão, particularmente com respeito ao gelo. Sob certas condições atmosféricas, o gelo pode formar-se rapidamente nos aerófolios e entradas de ar.

Os dois tipos de gelo encontrados durante o vôo são: o gelo opaco e o vítreo. O gelo opaco forma uma superfície áspera nos bordos de ataque da aeronave, porque a temperatura do ar é muito baixa e congela a água antes que ela tenha tempo de espalhar-se. O gelo vítreo forma uma camada lisa e espessa sobre os bordos de ataque da aeronave.

Quando a temperatura está ligeiramente abaixo do ponto de congelamento, a água tem mais tempo para fluir antes de congelar-se.

Deve ser esperada a formação de gelo, sempre que houver umidade visível no ar, e a temperatura estiver próxima ou abaixo do ponto de congelamento.

Uma exceção é o congelamento no carburador que pode ocorrer durante o tempo quente sem a presença visível de umidade. Se for permitido o acúmulo de gelo no bordo de ataque das asas e da empenagem, ele irá destruir as características de sustentação do aerofólio. O acúmulo de gelo ou chuva no pára-brisas, interfere na visibilidade.

Efeitos do gelo

Gelo acumulado em uma aeronave afeta a sua performance e a sua eficiência de várias maneiras.

A formação de gelo aumenta a resistência ao avanço (arrasto) e reduz a sustentação. Ele causa vibrações destrutivas e dificulta a leitura verdadeira dos instrumentos. As superfícies de controle ficam desbalanceadas ou congeladas. As fendas (slots) fixas são preenchidas e as móveis emperradas. A recepção de rádio é prejudicada e o desempenho do motor é afetado (Figura 8-5)

Os métodos usados para evitar a formação de gelo (antigelo) ou para eliminar o gelo que foi formado (degelo) varia com o tipo de aeronave e com o modelo.

Neste capítulo, serão discutidas a prevenção contra o gelo e a eliminação do gelo formado, usando pressão pneumática, aplicação de calor e a aplicação de fluido.

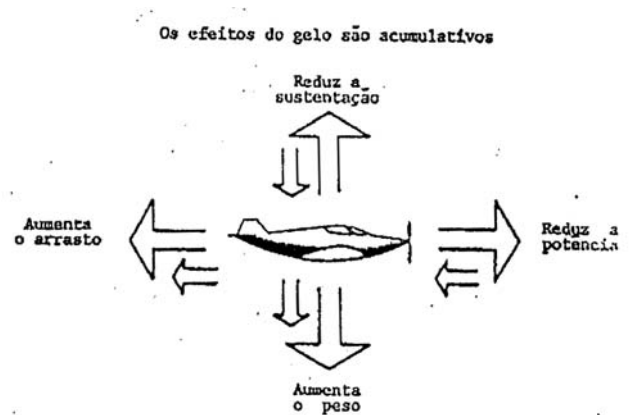


Figura 8-5 Efeitos da formação de gelo

Prevenção contra a formação de gelo

Vários meios de evitar ou controlar a formação de gelo são usados hoje em dia em aeronaves: (1) aquecimento das superfícies usando ar quente, (2) aquecimento por elementos elétricos, (3) remoção da formação de gelo, feito normalmente por câmaras infláveis (boots), e (4) álcool pulverizado.

Uma superfície pode ser protegida contra a formação de gelo mantendo a superfície seca pela aquecimento, para uma temperatura que evapore a água próxima à colisão com a superfície; ou pelo aquecimento da superfície, o suficiente para evitar o congelamento, mantendo-a constantemente seca; ou ainda sendo a superfície degelada, após permitir a formação do gelo e removê-lo em seguida.

Sistemas de eliminação ou prevenção contra o gelo, asseguram a segurança do vôo quando existir uma condição de congelamento. O gelo pode ser controlado na estrutura da aeronave pelos métodos apresentados na tabela 1.

LOCALIZAÇÃO DO GELO	MÉTODO DE CONTROLE
1. Bordos de ataque das asas	Pneumático e térmico
2. Bordos de ataque dos estabilizadores vertical e horizontal.	Pneumático e térmico

3. Pára-brisas, janelas e cúpulas de radar.	Elétrico e álcool
4. Aquecedores e entradas de ar do motor.	Elétrico
5. Transmissor de aviso de stol	Elétrico
6. Tubos de pitot	Elétrico
7. Controles de vôo	Pneumático
8. Bordo de ataque das pás da hélice	Elétrico e álcool
9. Carburadores	Térmico e álcool
10. Drenos dos lavatórios	Elétrico

Tabela 1 – Sistemas de eliminação ou prevenção de gelo

Sistemas de controle do gelo do para-brisas

Com a finalidade de manter as áreas das janelas livres de gelo, geada, etc, são usados sistemas de antigelo. O sistema varia de acordo com o tipo de aeronave e do fabricante.

Alguns pára-brisas são fabricados com painéis duplos, havendo um espaço entre eles que permite a circulação de ar aquecido entre as superfícies, para controlar a formação de gelo e de névoa.

Outros utilizam limpadores mecânicos e fluido antigelo borrifado no pára-brisas.

Um dos mais comuns métodos para controlar a formação de gelo e névoa nas janelas das modernas aeronaves, é o uso de um elemento de aquecimento elétrico entre as lâminas do material da janela.

Quando esse método é usado em aeronaves pressurizadas, uma camada de vidro temperado dá resistência para suportar a pressurização. Uma camada de material condutor transparente (óxido stannic) é o elemento de aquecimento, e uma camada de plástico vinil transparente adiciona uma qualidade de não estilhaçamento à janela.

As placas de vinil e de vidro (Figura 8-6) estão coladas pela aplicação de pressão e calor. A união é obtida sem o uso de cimento devido a afinidade natural do vinil e do vidro. A camada condutiva dissipa a eletricidade estática do pára-brisas, além de fornecer o elemento de aquecimento.

Em algumas aeronaves, interruptores termoeletricos, automaticamente ligam o sistema quando a temperatura do ar está baixa o suficiente para ocorrer formação de geada ou gelo. O sistema pode manter-se ligado durante todo o tempo em que se mantiver essa temperatura; ou em algumas aeronaves, ela pode operar com um dispositivo pulsativo de liga-desliga.

Interruptores térmicos de superaquecimento, automaticamente desligam o sistema no caso de uma condição de superaquecimento, a qual danificaria a transparência da área.

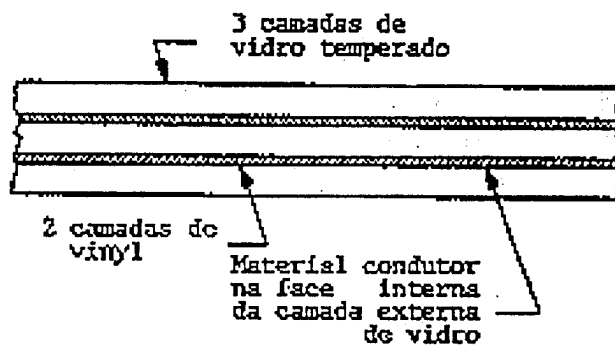


Figura 8-6 Secção de um pára-brisas

Um sistema de aquecimento elétrico do pára-brisas inclui o seguinte:

1. Pará-brisas autotransformadores e relés de controle de aquecimento.
2. Interruptor de mola de controle de aquecimento.
3. Luzes de indicação.
4. Unidades de controle do pára-brisas.
5. Elementos sensores de temperatura (termistores) laminados no painel.

Um sistema típico é mostrado na Figura 8-7. O sistema recebe energia elétrica das barras de 115 volts C.A. através dos disjuntores (“circuit breakers”) de controle do aquecimento do pára-brisas, e quando o interruptor de controle for selecionado para “Hi”, 115V. 400HZ C.A., são supridos para os amplificadores da esquerda e da direita na unidade de controle do pára-brisas. O relé de controle de aquecimento do pára-brisas é energizado, aplicando por este meio 200V. 400Hz C.A. para os autotransformadores de aquecimento do pára-brisas.

Esses autotransformadores fornecem 218V., C.A. para a barra coletora da corrente de

aquecimento do pára-brisa através dos relés da unidade de controle.

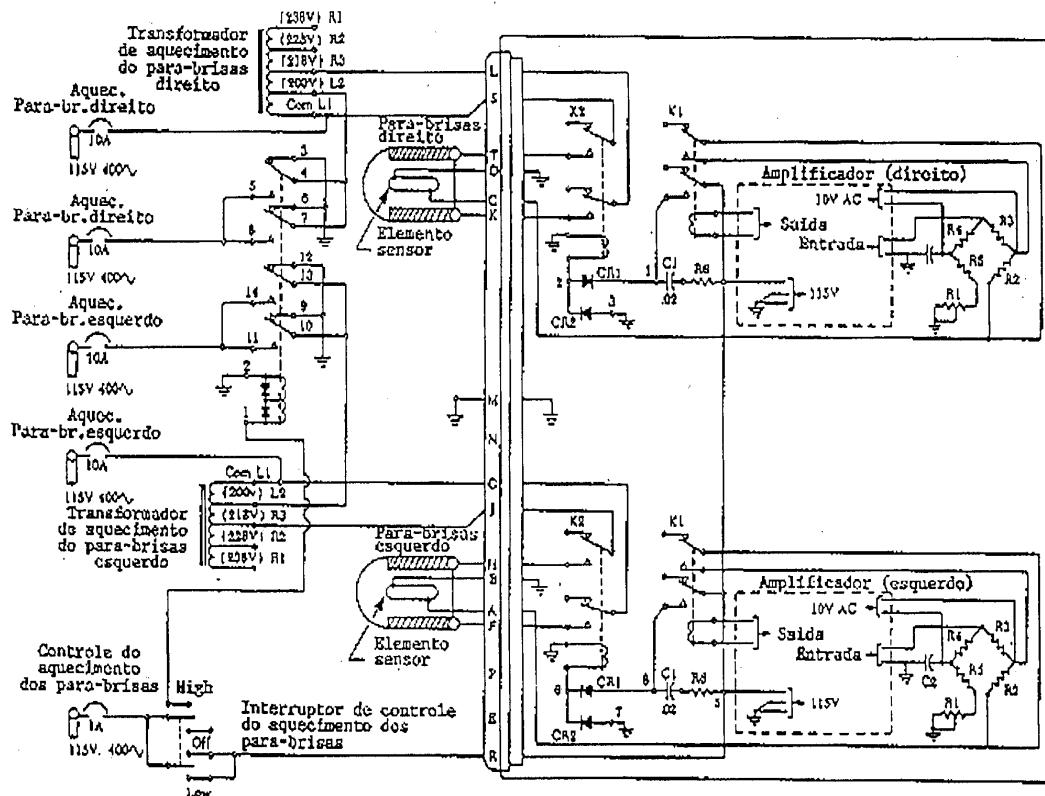


Figura 8-7 Circuito de controle da temperatura do pára-brisas

O elemento sensor em cada pára-brisa possui um resistor com o coeficiente térmico positivo, e forma uma das pernas de um circuito de ponte.

Quando a temperatura do pára-brisa estiver acima do valor calibrado, o elemento sensor terá um valor de resistência maior do que o necessário para equilibrar a ponte. Isto diminui o fluxo de corrente através dos amplificadores, e os relés da unidade de controle são desenergizados.

Quando a temperatura do pára-brisa diminui, o valor da resistência dos elementos sensores também diminui e a corrente, através dos amplificadores, atingirá novamente suficiente magnitude para operar os relés na unidade de controle, energizando então, os aquecedores do pára-brisa.

Quando o interruptor de controle do aquecimento do pára-brisa estiver selecionado para "Low", 115 volts, 400 Hz C.A. são supridos para os amplificadores esquerdo e direito na unidade de controle e para os auto-transfor-

madores de aquecimento do pára-brisa. Nestas condições, os transformadores fornecem 121 V.C.A. para a barra coletora de corrente de aquecimento do pára-brisa através dos relés da unidade de controle. Os elementos sensores no pára-brisa operam da mesma maneira como foi descrito para a operação de grande aquecimento ("High-heat"), para manter um adequado controle de temperatura no pára-brisa.

A unidade de controle de temperatura contém dois relés hermeticamente selados, e dois amplificadores eletrônicos de três estágios. A unidade está calibrada para manter uma temperatura no pára-brisa de 40° a 49° C. (105° a 120° F. O elemento sensor em cada painel do pára-brisa possui um resistor com o coeficiente térmico positivo e forma uma das pernas de uma ponte que controla o fluxo da corrente nos amplificadores associados. O estágio final do amplificador controla o relé selado, o qual fornece corrente alternada para a barra coletora da corrente de aquecimento do pára-brisa.

Quando a temperatura do pára-brisas estiver acima do valor calibrado, o elemento sensor terá um valor de resistência maior do que o necessário para equilibrar a ponte. Isto diminui o fluxo de corrente através dos amplificadores, e os relés da unidade de controle são desenergizados. Quando a temperatura do pára-brisas diminui, o valor da resistência dos elementos sensores também diminui, e a corrente, através dos amplificadores, atinge suficiente magnitude para operar os relés na unidade de controle, energizando então o circuito.

Existem vários problemas associados com os aquecedores elétricos de pára-brisas. Eles incluem a delaminação, rachaduras centelhamento e descoloração.

A delaminação (separação dos painéis), embora indesejável, não é estruturalmente prejudicial, desde que esteja dentro dos limites estabelecidos pelo fabricante da aeronave, e não esteja em uma área que afete as qualidades óticas do painel.

O centelhamento em um painel de pára-brisas, usualmente indica que houve uma quebra da película condutora.

Onde lascas ou diminutas rachaduras são formadas, na superfície dos painéis de vidro, simultâneas folgas na compressão da superfície e esforço de tensão no vidro altamente temperado, podem resultar em rachaduras nas bordas e ligeiras separações na película condutora. O centelhamento é produzido onde a corrente salta esta falha, particularmente onde essas rachaduras estão paralelas às barras da janela.

Onde há centelhamentos, eles estão invariavelmente a certa distância de um local superaquecido, o qual, dependendo da sua severidade e localização, pode causar posterior dano ao painel.

Centelhamento nas proximidades, de um elemento sensor de temperatura é um particular problema, pois ele pode prejudicar o sistema de controle do aquecimento.

Pára-brisas eletricamente aquecidos são transparentes para a transmissão direta da luz, mas eles têm uma cor distinta quando vistos pela luz refletida.

A cor varia do azul-claro ao amarelo, ou rosa claro, dependendo do fabricante do painel da janela.

Normalmente, a descoloração não é um problema, a menos que afete as qualidades óticas.

Rachaduras no pára-brisas são mais constantes no vidro externo onde os limpadores são indiretamente a causa desses problemas. Alguma areia presa na palheta do limpador, pode converter-se em um eficiente cortador de vidro quando em movimento.

A melhor solução contra arranhões no pára-brisas é a prevenção; limpar as palhetas do limpador de pára-brisas tão freqüentemente quanto possível. Incidentalmente os limpadores nunca deverão ser operados com o painel seco, porque isso aumenta as chances de danificar a superfície.

Se a visibilidade não estiver sendo afetada, arranhões ou cortes nos painéis de vidro são permitidos, dentro das limitações previstas nos apropriados manuais de serviço ou de manutenção. A tentativa de aumentar a visibilidade por meio de polimento nos cortes e arranhões não é recomendável. Isto é por causa da imprevisível natureza das concentrações de esforço residual, que o vidro temperado adquiriu durante a fabricação.

O vidro temperado é mais forte do que o vidro comum, devido ao esforço de compressão na superfície do vidro, o qual tem que ser superado antes que a falha possa ocorrer do esforço de tensão no seu interior. O polimento que remove uma apreciável camada da superfície pode destruir este equilíbrio do esforço interno, e pode até resultar em uma imediata falha do vidro.

A determinação da profundidade dos arranhões sempre tem causado algumas dificuldades. Um micrômetro ótico pode ser usado para esta finalidade. Ele é essencialmente um microscópio suportado por pequenas pernas, ao contrário do tipo familiar montado em uma base sólida. Quando focalizado em algum ponto, a distância focal da lente (distância da lente ao objeto) pode ser lida em uma escala micrométrica do instrumento.

A profundidade de um arranhão ou fissura no painel do pára-brisas, por exemplo, pode então ser determinada pela obtenção da distância focal para a superfície do vidro e para o fundo do arranhão ou fissura. A diferença entre essas duas leituras dará a profundidade do arranhão. O micrômetro ótico pode ser usado na superfície de

painéis planos, convexos ou côncavos, estando eles instalados ou não na aeronave.

Sistemas de degelo do carburador e do pára-brisas

Um sistema de degelo a álcool é previsto em algumas aeronaves para remover o gelo do pára-brisas e do carburador.

A figura 8-8 ilustra um sistema típico de um bimotor, no qual três bombas de degelo (uma para cada carburador e uma para o pára-brisas) são usadas. O fluido, vindo do tanque de álcool, é controlado por uma válvula solenóide a qual é energizada quando alguma das bombas de álcool está ligada.

O fluxo de álcool da válvula solenóide é filtrado e dirigido para as bombas e daí distribuído através de um sistema de tubulações para os carburadores e pára-brisas.

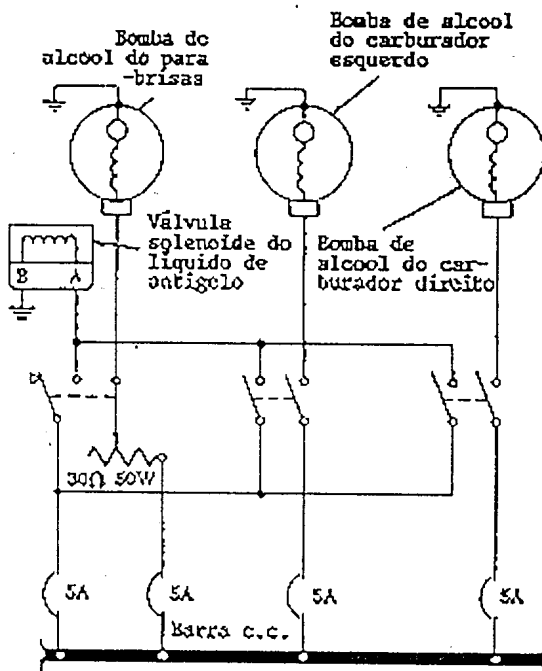


Figura 8-8 Sistema de degelo do carburados e do pára-brisas

Interruptores de mola controlam a operação das bombas de álcool para o carburador. Quando os interruptores são colocados na posição "ON", as bombas de álcool são ligadas e a válvula de corte, operada a solenóide, é aberta.

A operação da bomba de degelo do pára-brisas e da válvula de corte do álcool, operada a

solenóide, são controladas por um interruptor tipo reostato, localizado na estação do piloto.

Quando o reostato, localizado na estação do piloto. Quando o reostato é movido para fora da posição "OFF", a válvula de corte é aberta, fazendo com que a bomba de álcool leve o fluido para o pára-brisas na razão selecionada pelo reostato. Quando o reostato é retornado para a posição "OFF", a válvula de corte fecha e a bomba interrompe a operação.

Antigelo do tubo pitot

Para evitar a formação de gelo sobre a abertura do tubo de pitot, está previsto um elemento de aquecimento elétrico embutido.

Um interruptor localizado na cabine, controla a energia para o aquecimento.

Precisamos de cautela para checar o tubo de pitot no solo, porque o aquecedor não deve ser operado por longos períodos, a menos que a aeronave esteja em voo.

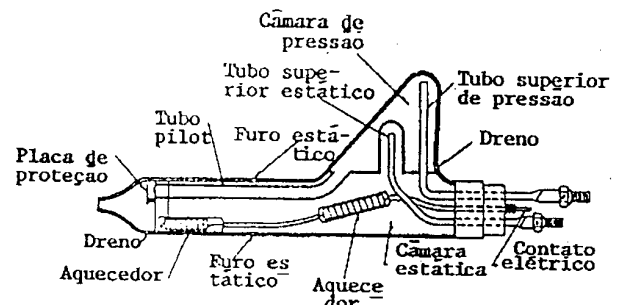


Figura 8-9 Cabeça do tubo de pitot

Os elementos de aquecimento deverão ser checados quanto ao funcionamento, para assegurar que a cabeça do pitot começa a aquecer, quando a energia elétrica é aplicada.

Se um ohmímetro (medidor de carga) for instalado no circuito, a operação do aquecedor pode ser verificada pela indicação de consumo de corrente quando o aquecedor for ligado.

AQUECEDORES DE DRENOS

Aquecedores estão previstos para as linhas de dreno do lavatório, linhas de água, mastros de dreno e drenos de água servida, quando estão localizados em uma área que está sujeita a temperaturas de congelamento em voo.

Os tipos de aquecedores usados são: tubos aquecidos integralmente, tiras, forro, remendos aquecedores que envolvem as linhas e gaxetas aquecedores (ver na figura 8-10). Nos circuitos aquecedores estão previstos termostatos onde for indesejável excessivo aquecido ou para reduzir o consumo. Os aquecedores têm uma baixa voltagem de saída e uma operação contínua não causará superaquecimento.

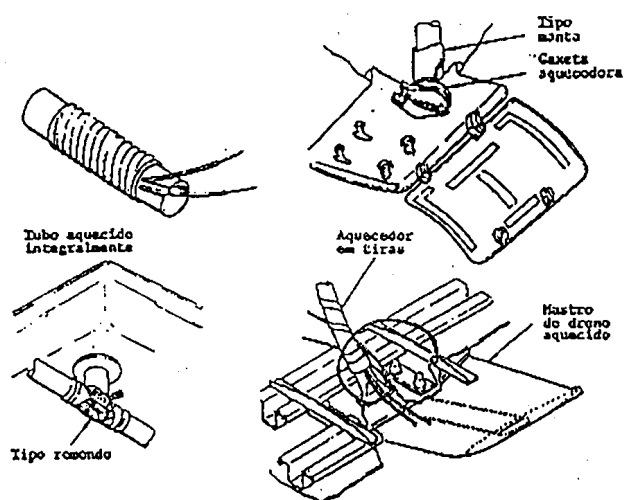


Figura 8-10 Aquecedores típicos de linhas de água e de drenos

PROTEÇÃO CONTRA FOGO

Em virtude do fogo ser uma das mais perigosas ameaças para uma aeronave, as zonas de fogo em potencial de todas as aeronaves multimotoras, atualmente produzidas, são garantidas por um sistema fixo de proteção de fogo. Uma “zona de fogo” é uma área ou região da aeronave, designada pelo fabricante, que requer detecção e/ou equipamento de extinção e um alto grau de essencial resistência ao fogo.

O termo “fixo” significa um sistema permanentemente instalado, em contraste com qualquer equipamento portátil de extintor de fogo como o de CO₂.

Um sistema completo de proteção contra fogo das modernas aeronaves, ou em muitos modelos antigos de aeronaves, inclui tanto um sistema de detecção como um de extinção de fogo.

Para detectar o fogo ou as condições de superaquecimento, equipamentos, são colocados

nas várias zonas a serem monitoradas. O fogo é detectado nas aeronaves com motores convencionais, usando um ou mais dos seguintes itens:

- (1) Detectores de superaquecimento
- (2) Detectores de aumento da razão de temperatura
- (3) Detectores de chama
- (4) Observação pela tripulação

Somando-se a esses métodos, outros tipos de detectores são usados nos sistemas de proteção contra fogo em aeronaves, mas raras vezes são usados para detectar fogo nos motores.

Por exemplo, detectores de fumaça são mais apropriados para monitorar área como compartimentos de bagagens, onde os materiais queimam vagarosamente ou sem chama.

Outros tipos de detectores, nesta categoria incluem os detectores de monóxido de carbono e do equipamento de coleta química, capaz de detectar vapores de combustível que podem levar ao acúmulo de gases explosivos.

MÉTODOS DE DETECÇÃO

A lista a seguir apresenta métodos de detecção, incluindo aqueles mais usados em sistemas de proteção contra fogo de aeronaves com motores à turbina.

Um sistema completo de proteção contra fogo, da maioria das grandes aeronaves em motor à turbina, incorporam vários destes métodos de detecção:

1. Detectores de aumento da razão de temperatura.
2. Detectores sensores de radiação.
3. Detectores de fumaça.
4. Detectores de superaquecimento
5. Detectores de monóxido de carbono
6. Detectores de vapores de combustível
7. Detectores de fibra ótica
8. Observação pela tripulação e/ou passageiros

Os três tipos de detectores mais usados para rápida detecção de fogo são os de razão de aumento de temperatura, sensores de radiação e detectores de superaquecimento.

Exigências de um sistema de detecção

Os sistemas de proteção contra fogo, das aeronaves produzidas atualmente, não confiam na observação pela tripulação como um método primário de detecção de fogo. Um sistema ideal de detecção de fogo deve incluir, tanto quanto possível, as seguintes características:

- (1) Um sistema que não cause falsos alarmes sob qualquer condição de vôo.
- (2) Rápida indicação de fogo e sua exata localização.
- (3) Acurada indicação de que o fogo está extinto.
- (4) Indicação de que o fogo foi reativado.
- (5) Indicação contínua da duração do fogo.
- (6) Possibilidade de testar eletricamente o sistema detector desde a cabine da aeronave.
- (7) Detectores resistentes a danos causados por exposição ao óleo, água, vibração, temperaturas extremas e ao manuseio.
- (8) Detectores que tenham pouco peso e sejam facilmente adaptáveis em qualquer posição de montagem.
- (9) Detectores instalados em circuitos operados diretamente do sistema de força da aeronave sem inversores.
- (10) Exigências mínimas de corrente elétrica quando não houver indicação de fogo.
- (11) Cada sistema detector deverá acender uma lâmpada na cabine, indicando a localização do fogo e deverá ter um sistema de alarme sonoro.
- (12) Um sistema detector separado para cada motor.

Existem diversos tipos de detectores ou dispositivos sensores disponíveis. Vários modelos antigos de aeronaves, ainda em operação, estão equipadas com algum tipo de interruptor térmico ou sistema de par térmico.

SISTEMAS DE DETECÇÃO DE FOGO

Um sistema de detecção deverá sinalizar a presença de fogo. As unidades do sistema são instaladas em locais onde são maiores as

possibilidades de um incêndio. Três sistemas detectores de uso mais comum são o sistema de interruptor térmico, sistema de par térmico e o sistema detector de circuito contínuo.

Sistema de interruptor térmico

Um sistema de interruptor térmico consiste de uma ou mais lâmpadas energizadas pelo sistema de força da aeronave, e interruptores térmicos que controlam a operação da lâmpada (ou lâmpadas).

Esses interruptores térmicos são unidades sensíveis ao calor que completam os circuitos elétricos a uma determinada temperatura. Eles são conectados em paralelo um com outro, mas em série com as luzes indicadoras (figura 8-11).

Se um aumento de temperatura ultrapassar um determinado valor em qualquer seção do circuito, o interruptor térmico fechará completando o circuito da lâmpada indicadora de fogo ou da condição de superaquecimento.

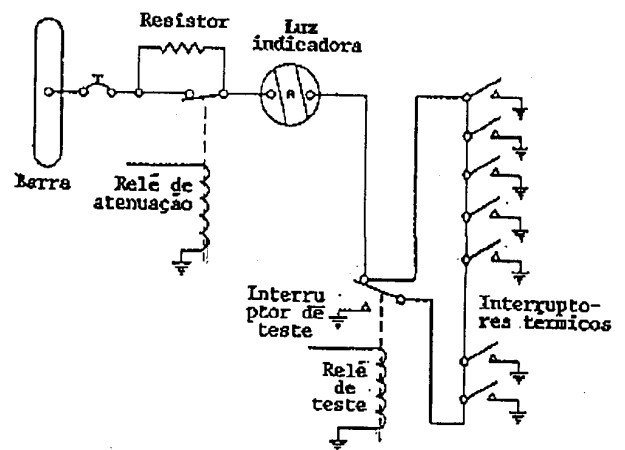


Figura 8-11 Circuito de interruptores térmicos

Não existe um número certo de interruptores térmicos em cada circuito. O número exato será determinado pelo fabricante. Em algumas instalações todos os detectores térmicos são conectados a uma única lâmpada; em outras podem ser encontrados um interruptor térmico para cada lâmpada indicadora.

Algumas luzes de alarme são do tipo “pressione para testar”. A lâmpada será testada quando for apertada, através de um circuito auxiliar de teste.

O circuito na figura 8-11 inclui um relé de teste e um de controle de brilho.

Com o contato do relé na posição mostrada, dois caminhos são possíveis para o fluxo da corrente dos interruptores para a lâmpada.

Este é um dispositivo adicional de segurança. Energizando o relé de teste, um circuito em série é completado checando toda a fiação e o filamento de todas as lâmpadas.

O circuito é alterado para incluir uma resistência em série com a lâmpada. Em algumas instalações vários circuitos são ligados através de relés de controle de brilho, e todas as luzes de emergência podem ser ofuscadas ao mesmo tempo.

O sistema de interruptor térmico usa um interruptor termostato bimetálico ou detector tipo "spot", do tipo mostrado na figura 8-12.

Cada unidade detectora consiste de um interruptor térmico bimetálico. A maioria dos detectores spot são interruptores térmicos de terminal duplo.

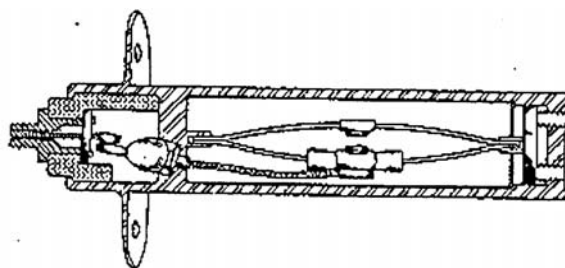


Figura 8-12 Detetor "Fenwal" tipo "Spot"

Detetores Fenwal spot

Os detectores Fenwal Spot são ligados em paralelo entre dois circuitos completos da fiação, como é mostrado na figura 8-13. Assim, o sistema pode resistir a uma falha, que pode ser uma abertura no circuito elétrico ou um curto para a massa, sem indicar um falso alarme de fogo. Uma dupla falha pode existir antes que um falso alarme de fogo possa ocorrer.

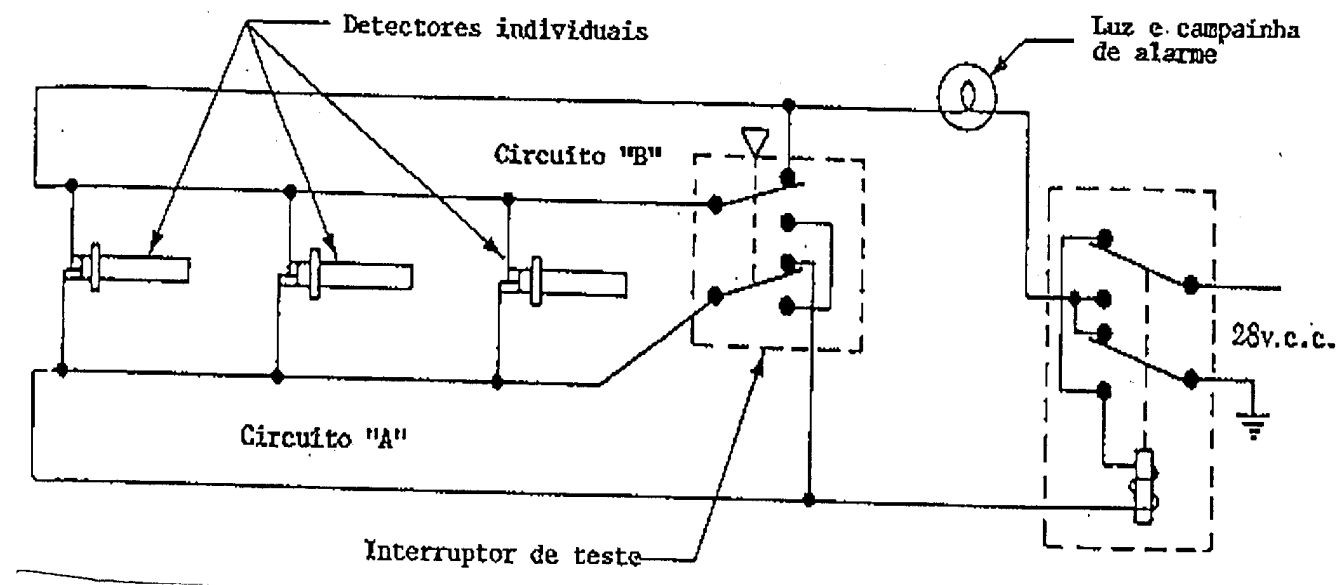


Figura 8-13 Circuito do sistema de detectores Fenwal Spot

No caso de uma condição de fogo ou de superaquecimento, o interruptor do detector Spot fecha, completando o circuito para soar um alarme. O sistema detector Fenwal Spot opera sem uma unidade de controle.

Quando uma condição de superaquecimento ou de fogo causar o fechamento de um interruptor do detector, o alarme soará e uma lâmpada de aviso indicando a área afetada será acesa.

Sistema de par térmico

O Sistema de aviso de fogo, por par térmico, opera por um princípio completamente diferente do sistema de interruptores térmicos.

Um par térmico depende da razão de aumento da temperatura e não dará o alarme quando um motor superaquecer lentamente, ou quando ocorrer um curto-circuito.

O sistema consiste de uma caixa de relés, luzes de aviso e pares térmicos.

A fiação do sistema dessas unidades pode ser dividida entre os seguintes circuitos (figura 8-14: (1) circuito detector, (2) circuito de alarme e (3) circuito de teste.

A caixa de relés contém dois relés, o relé sensível e o relé escravo, e ainda a unidade de teste térmico.

Essa caixa pode conter de um a oito circuitos idênticos, dependendo do número de zonas potenciais e fogo. Os relés controlam as luzes de alarme, e os pares térmicos controlam a operação dos relés. O circuito consiste de vários pares térmicos em série uns com os outros e com o relé sensível. O par térmico é construído com dois metais diferentes que são o cromel e o constantan. O ponto de junção dos dois metais, que será exposto ao calor, é chamado de junção quente. Há também uma junção de referência

incluída no espaço entre os dois blocos isolantes. Um invólucro de metal protege mecânica e par térmico, sem interferir no movimento livre do ar na junção quente.

Se a temperatura subir rapidamente, o par térmico produzirá uma voltagem por causa da diferença de temperatura entre a junção de referência e a junção quente.

Se ambas as junções forem aquecidas ao mesmo tempo, nenhuma voltagem será produzida.

Porém, se houver fogo, a junção quente aquecerá mais rapidamente do que a junção de referência. A voltagem resultante causará um fluxo de corrente no circuito detector.

Quando a corrente for maior do que quatro miliampères (0,004 ampères) o relé sensível fechará. Isto completará o circuito do sistema de força da aeronave para a bobina do relé escravo, o qual fechando, completará o circuito para a lâmpada de alarme de fogo.

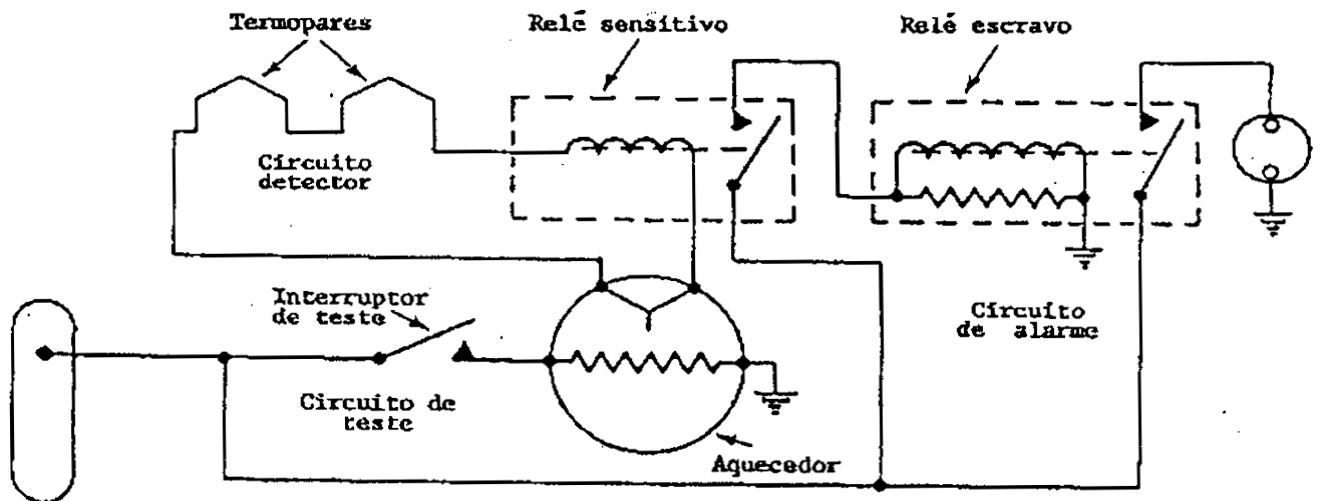


Figura 8-14 Circuito de sistema de aviso de fogo do tipo "termopar"

O número total de pares térmicos, usados em um circuito detector, depende das dimensões das zonas de fogo e da resistência total do circuito.

A resistência total não deve exceder 5 ohms.

Como foi mostrado na figura 8-13, o circuito tem dois resistores. O resistor conectado através dos terminais do relé escravo absorve a voltagem auto-induzida da bobina, para evitar a formação de arco entre os pontos do relé sensível. Os contatos do relé sensível são tão frágeis que,

se queimariam ou soldariam, se fosse permitida a formação de um arco.

Quando o relé sensível abre, o circuito para o relé escravo é interrompido, e o campo magnético em torno de sua bobina é encerrado. Quando isto acontece, a bobina recebe uma voltagem através da auto-indução, mas com o resistor através dos terminais da bobina é aberto um caminho para algum fluxo de corrente, como resultado desta voltagem.

Então o arco nos contactos do relé sensível é eliminado.

Sistema detector de circuito contínuo

Um sistema detector contínuo ou sistema sensor permite a cobertura mais eficiente de uma área de perigo de fogo, do que qualquer um dos detectores de temperatura do tipo spot.

Os sistemas cotínuos são uma versão do sistema de interruptores térmicos; eles são sistemas de superaquecimento, unidades sensíveis ao calor, que completam o circuito elétrico a uma determinada temperatura.

Os dois tipos de detectores usados nos sistemas sensores contínuos são os sistemas Kidde e o Fenwal.

No sistema contínuo Kidde (figura 8-15), dois fios são envolvidos com uma camada de cerâmica especial, formando o núcleo de um tubo de Inconel.

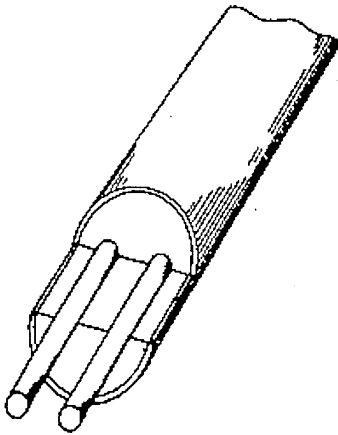


Figura 8-15 Elemento sensor “Kidde”

Um dos fios no sistema sensor Kidde é soldado nos terminais do tubo envolvente, atuando como “massa” interna.

O outro fio é um condutor (acima do potencial terrestre) que permite um sinal de corrente, quando a cobertura de cerâmica dos fios altera a sua resistência com a mudança da temperatura.

Outro sistema contínuo, o Fenwal (figura 8-16), usa um fio simples envolvido em uma camada de cerâmica, dentro de um tubo de Inconel. A camada de cerâmica do detector Fenwal está embebida com um sal eutético, o qual possui características de reduzir rapidamente sua resistência elétrica quando o elemento sensor atingir a sua temperatura de alarme.

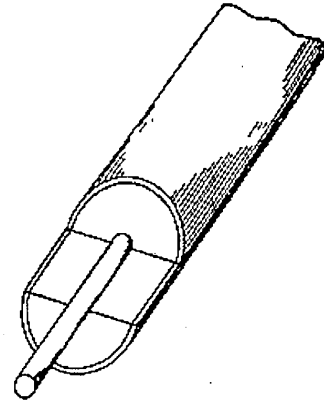


Figura 8-16 Elemento sensor “Fenwal”

Em ambos os sistemas, no Kidde e no Fenwal, a resistência da cerâmica ou do sal eutético evita o fluxo da corrente elétrica enquanto for normal a temperatura.

No caso de uma condição de fogo ou superaquecimento, a resistência do núcleo diminui, e o fluxo da corrente flui entre o fio condutor do sinal e a “massa, energizando o sistema de alarme.

Os elementos sensores do sistema Kidde são conectados a um relé da unidade de controle. Essa unidade constantemente mede a resistência total de todo o sensor. O sistema sente a temperatura média, tão bem como qualquer ponto simples isolado.

O sistema Fenwal usa um amplificador magnético como unidade de controle. Esse sistema não é proporcional, mas soará um alarme quando qualquer porção de seu elemento sensor atingir a temperatura de alarme.

Ambos os sistemas continuamente monitoram as temperaturas nos compartimentos dos motores e, ambos, automaticamente, são rearmados, logo que a condição de superaquecimento for removida ou o fogo extingüido.

Sistema de elementos contínuos

O sistema Lindberg de detecção de fogo (figura 8 -17) é um detector do tipo elemento contínuo, que consiste de um tubo de aço inoxidável contendo um elemento discreto. Esse elemento foi processado para absorver gás em proporção ao ponto selecionado da temperatura de operação.

Quando a temperatura aumenta (devido ao fogo ou superaquecimento) para o ponto selecionado de temperatura de operação, o calor gerado causa a liberação do gás do elemento. Essa liberação do gás causa o aumento da pressão no tubo de aço inoxidável, que por sinal, atua mecanicamente o interruptor do diafragma na unidade de resposta, ativando a luz de aviso e soando o alarme.

Um interruptor de teste de fogo é usado para aquecer os sensores, expandido o gás. A pressão gerada fecha o interruptor diafragma, ativando o sistema de alarme.

Um interruptor de teste de fogo é usado para aquecer os sensores, expandido o gás. A pressão gerada fecha o interruptor diafragma, ativando o sistema de alarme.

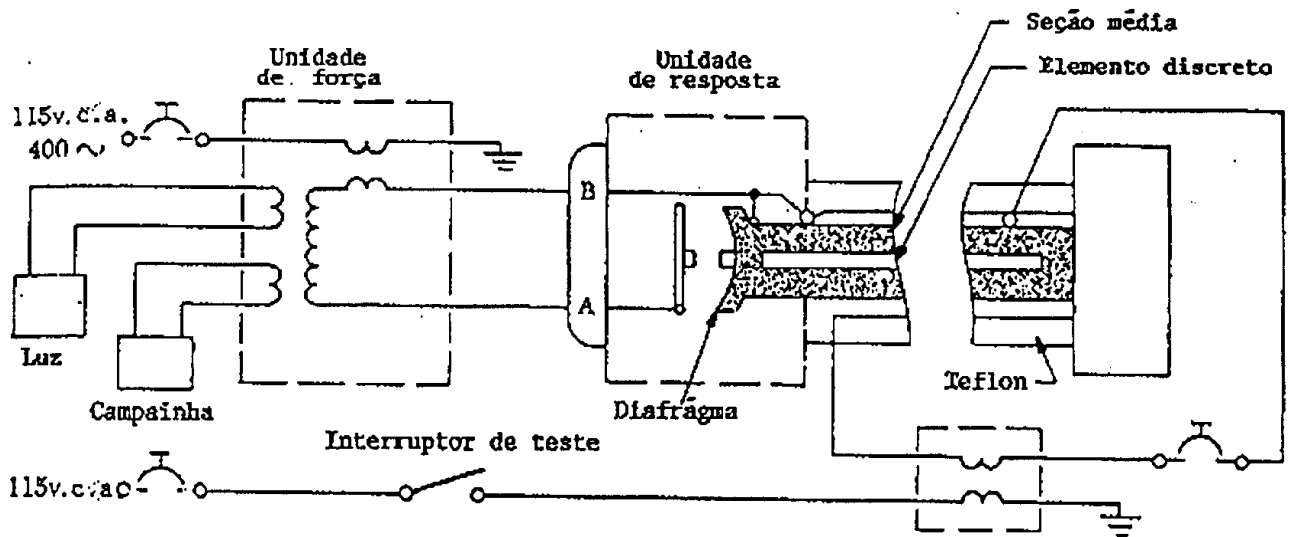


Figura 8-17 Sistema detector de fogo "Lindberg"

SISTEMAS DE AVISO DE SUPERAQUECIMENTO

Os sistemas de aviso de superaquecimento são usados em algumas aeronaves para indicar as áreas de alta temperatura, que podem ser focos de incêndios.

O número de sistemas de aviso de superaquecimento varia com o tipo de aeronave. Em algumas aeronaves, eles são previstos, para cada motor a reação e cada nacela de motor; em outras, são previstas para a área de alojamento das rodas e para a linha de pressão do sistema pneumático.

Quando uma condição de superaquecimento ocorrer na área de um detector, o sistema ocasiona o acendimento da luz de aviso no painel de controle de fogo.

Na maioria dos sistemas o detector é do tipo interruptor térmico. Cada detector é operado quando o calor atinge uma temperatura

especificada. Essa temperatura depende do sistema e do tipo e modelo da aeronave.

Os contatos do interruptor do detector estão suportados por molas, as quais fecham os contatos quando o calor expande a base de apoio. Um contato de cada detector está ligado à "massa" através da braçadeira de montagem. Os outros contatos de todos os detectores estão ligados em paralelo para fechar o circuito das lâmpadas de aviso.

Sendo assim, o fechamento dos contatos de qualquer um dos detectores pode causar o acendimento da luz de aviso.

Quando os contatos do detector são fechados o circuito para a luz de aviso é completado. A corrente, então, é fornecida de uma barra do sistema elétrico através da lâmpada de aviso e de um lampejador para a massa. Devido ao lampejador no circuito, as luzes piscarão indicando uma condição de superaquecimento.

TIPOS DE FOGO

A Associação Nacional de Proteção Contra Fogo classifica o fogo em três tipos básicos:

- a. **Classe A** – é definida como um fogo em materiais combustíveis ordinários como madeira, pano, papel, estofados etc.
- b. **Classe B** – é definida como fogo em produtos inflamáveis de petróleo ou líquidos combustíveis, graxas, solventes, tintas etc.
- c. **Classe C** – é definida como fogo envolvendo equipamento elétrico energizado, onde a não-condutividade do meio de extinção tem importância. Na maioria dos casos onde o equipamento elétrico está desenergizado, o extintor adequado para uso nos fogos de classe A ou B podem ser empregados efetivamente.

Fogo em aeronaves, em vôo ou no solo, podem ser extintos por qualquer um, ou por todos esses tipos de extintores. Portanto, sistemas de detecção, sistemas de extinção e agentes extintores, como aplicados para cada tipo de fogo, devem ser considerados.

Cada tipo de fogo tem características que requerem manuseios especiais. Agentes usados em fogo de classe A não são aceitáveis em fogo das Classes B ou C. Agentes adequados ao fogo de classes B ou C terão o mesmo efeito em fogo de classe A, mas não mais eficientes.

SISTEMAS DETECTORES DE FUMAÇA

Um sistema de detecção de fumaça monitora os compartimentos de carga e de bagagem quanto a presença de fumaça, a qual é uma indicação de uma condição de fogo.

Os instrumentos de detecção de fumaça, os quais coletam o ar por amostragem, estão montados nos compartimentos em locais estratégicos.

Um sistema de detecção de fumaça é usado onde for esperado um tipo de incêndio gerador de uma substancial quantidade de fumaça, antes que a mudança de temperatura seja suficiente para atuar o sistema detector de calor.

Os instrumentos de detecção de fumaça são classificados pelo método de detecção, como demonstrado a seguir: Tipo I – Medição do gás de monóxido de carbono (detectores de CO), Tipo II – Medição da capacidade de transmissão da luz pelo ar (mecanismos fotoelétricos), Tipo III – Detecção visual da presença de fumaça pela simples visão direta (mecanismos visuais).

Para ser digno de confiança, os detectores de fumaça não devem ser obstruídos.

Detectores de monóxido de carbono

Os detectores de CO, os quais detectam as concentrações do gás monóxido de carbono, raramente são utilizados para monitorar os compartimentos de carga ou de bagagem. No entanto, eles têm o uso difundido em conduzir testes para detectar a presença do gás monóxido de carbono nas cabines das aeronaves.

O monóxido de carbono é incolor, inodoro, não tem gosto, nem é um gás irritante. Ele é o subproduto da combustão incompleta, e é encontrado em uma variedade de níveis em todos os tipos de fumaça da combustão de substâncias carbonáceas.

Mesmo quantidades excessivamente pequenas de gás são perigosas. Uma concentração de 0,02% (2 partes em 10.000) podem produzir dores de cabeça, sonolência e vertigem, dentro de poucas horas.

Existem diversos tipos de testes portáteis (cheiradores) em uso. Um tipo possui um tubo indicador substituível, o qual contém “silicagel” amarelo impregnado com um composto “silicomolybdate” e é catalizado usando sulfato de paládio.

Quando em uso, uma amostra do ar é sugada através do tubo detector. Quando a amostra do ar contém monóxido de carbono, o sílica gel amarelo muda para um tom de verde. A intensidade da cor verde é proporcional à concentração do monóxido de carbono da amostra de ar, na hora e na localização do teste.

Um outro tipo de indicador pode ser usado como um distintivo ou instalado no painel de instrumentos, ou ainda na parede de cabine. Ele é um distintivo usando um tablete que muda da cor bronzeada para uma outra progressivamente mais escura ou de cinza para preto.

O tempo de transição necessário é relativo à concentração do CO.

Em uma concentração de 50ppm de CO (0,005%), a indicação será visível dentro de 15 a 30 minutos. Uma concentração de 100ppm de CO (0,01%) mudará a cor do tablete de bronzado para cinza de 2 a 5 minutos, e de bronzado para cinza escuro de 15 a 20 minutos.

Detectores fotoelétricos de fumaça

Este tipo de detector consiste de uma célula fotoelétrica, uma lâmpada sinalizadora, uma lâmpada de teste, e um interceptor de luz ("light trap"), todos montados em um labirinto.

Uma acumulação de 10% de fumaça no ar faz com que a célula fotoelétrica conduza corrente elétrica.

A figura 8-18 mostra os detalhes de um detector, e indica como as partículas de fumaça refratam a luz para a célula fotoelétrica.

Quando ativado pela fumaça, o detector supre um sinal para o amplificador. O sinal amplificado ativa uma luz de aviso e um alarme sonoro.

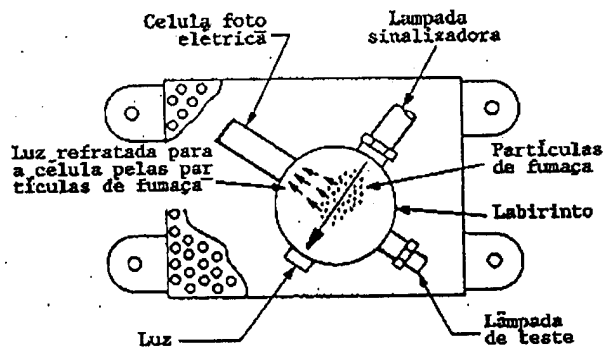


Figura 8-18 Detector de fumaça fotoelétrico

Um interruptor de teste (figura 8-19) permite checar a operação do detector de fumaça. Ligando o interruptor, 28 volts C.C. são enviados ao relé de teste.

Quando o relé é energizado, a voltagem é aplicada através da lâmpada sinalizadora e da lâmpada de teste, em série, para a massa.

Uma indicação de fogo será observada somente se, as lâmpadas de teste e a sinalizadora, a célula fotoelétrica, o amplificador do detector de

fumaça e os circuitos associados estiverem em operação.

Uma checagem funcional do detector deverá ser feita após a instalação e em frequentes intervalos subsequentes.

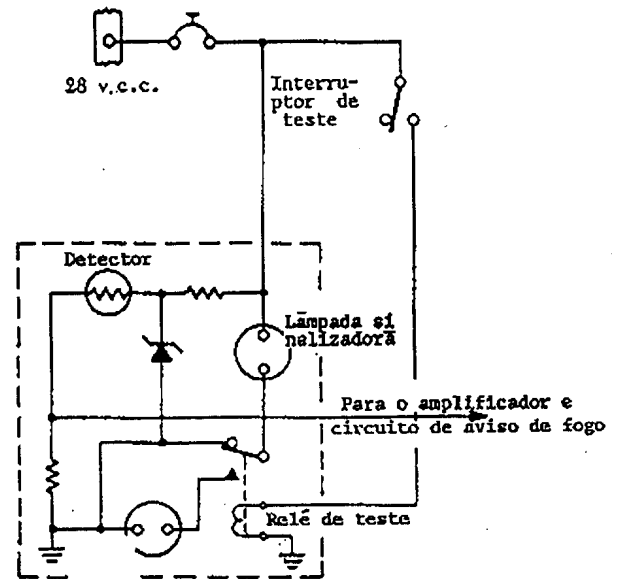


Figura 8-19 Circuito do teste detector de fumaça

Detectores visuais de fumaça

Em um pequeno número de aeronaves, os detectores visuais de fumaça são o único meio de detenção.

A indicação é fornecida pela passagem da fumaça através de uma linha para dentro do indicador, usando, ou uma adequada fonte de sucção, ou a pressurização da cabine.

Quando a fumaça está presente, uma lâmpada dentro do indicador é iluminada automaticamente pelo detector de fumaça.

A luz é difusa para que a fumaça se torne visível na apropriada janela do indicador.

Se não existir fumaça, a lâmpada não será iluminada.

Um interruptor está previsto para iluminar a lâmpada para a finalidade de teste. Um mecanismo também está instalado no indicador, para mostrar que o necessário fluxo de ar está passando através do indicador. A eficiência de qualquer sistema de detecção depende do posicionamento e do condicionamento de todos os componentes do sistema.

A informação precedente tem a intenção de fornecer a familiarização com os vários sistemas. Para maiores detalhes de uma particular instalação, os adequados manuais da aeronave devem ser consultados.

A concentração máxima permitida sob as Leis Federais, para contínua exposição, é de 50ppm (partes por milhão) que é igual a 0,005% de monóxido de carbono.

PARTES POR MILHÃO	PERCENTAGEM	REAÇÃO
50	0,005%	Concentração máxima permitível sob Lei Federal.
100	0,01%	Cansaço, vetigem
200	0,02%	Dor de cabeça, cansaço, vertigem, náuseas após 2 ou 3 horas
800	0,08%	Inconsciência em 1 hora ou morte em 2 ou 3 horas
2.000	0,20%	Morte após 1 hora
3.000	0,30%	Morte dentro de 30 minutos
10.000	1,00%	Morte instantânea

Figura 8-20 Reações humanas ao envenenamento com monóxido de carbono

SISTEMAS EXTINTORES DE FOGO DE CO₂ DOS MOTORES CONVENCIONAIS

O CO₂ é um dos mais antigos tipos de sistemas extintores de fogo dos motores convencionais das aeronaves de transporte, sendo ainda usado em muitas aeronaves antigas.

O sistema extintor de fogo é projetado em torno de uma garrafa de CO₂ (figura 8-21) e uma válvula de controle remoto operada da cabine. A garrafa armazena o dióxido de carbono abafador

de chama, sob a pressão requerida para distribuir o agente extintor para o motor.

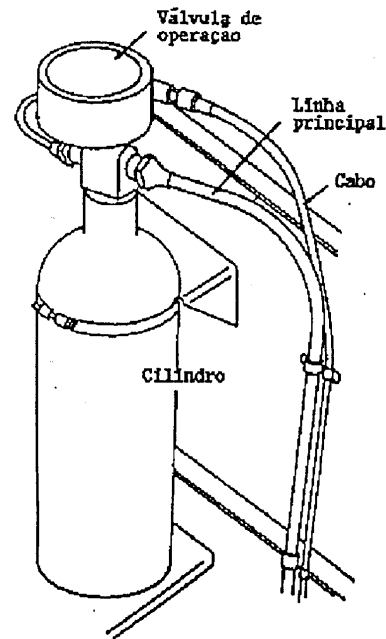


Figura 8-21 Instalação de garrafa de dióxido de carbono (CO₂)

O gás é distribuído através de tubulações da válvula da garrafa CO₂ para o conjunto de controle da válvula na cabine, e então para os motores por tubulações, instaladas na fuselagem e túneis da asa. A tubulação terminal, em forma de círculo, é toda perfurada envolvendo os motores (figura 9-9).

Para operar o sistema de extinção de fogo de CO₂, a válvula seletora deve ser comandada para o motor que contenha fogo. Um puxão no punho em “T” de controle, localizado próximo a válvula seletora, do motor atua a haste de alívio da válvula de garrafa de CO₂.

O líquido comprimido na garrafa de CO₂ flui em uma rápida descarga para as saídas da linha de distribuição (figura 8-22) do motor afetado.

O contato com o ar converte o líquido em gás e em “neve”, a qual abafa a chama.

Um dos mais sofisticados tipos de sistema de proteção contra fogo de CO₂ é usado em muitas aeronaves de quatro motores. Este sistema é capaz de liberar CO₂ duas vezes para cada um dos quatro motores.

Sistemas de aviso de fogo são instalados em todas as localizações perigosas da aeronave, para fornecer um alarme em caso de fogo. Os vários sistemas de alarme operam luzes de aviso no painel de controle de fogo na cabine, energizando, também, um alarme sonoro na cabine.

Um sistema típico de CO₂ consiste de seis garrafas, montadas três de cada lado do alojamento da roda do nariz. Válvulas de enchimento são instaladas em cada garrafa de CO₂. As garrafas de cada fileira são interconectadas. As válvulas de duas garrafas traseiras, de cada conjunto de três, são projetadas para serem abertas mecanicamente por um cabo, conectado ao punho de controle de descarga no painel principal de controle de fogo na cabine.

Em caso de descarga pelos meios mecânicos, a válvula de enchimento da garrafa dianteira de cada grupo é operada pela pressão de CO₂, aliviada das duas garrafas traseiras através da linha de interconexão. A válvula de enchimento da garrafa dianteira de cada grupo contém um solenóide.

A válvula é projetada para ser operada eletricamente, quando o solenóide for energizado pela atuação de um botão no painel de controle.

No caso de uma descarga pelos meios elétricos, as válvulas das duas garrafas traseiras de cada grupo são operadas pela pressão de CO₂, aliviada da garrafa dianteira através da linha de interconexão.

Cada grupo de garrafas de CO₂ tem um disco vermelho, indicador de descarga térmica de segurança, que será rompido quando a pressão atingir ou ultrapassar 2.650 p.s.i. A descarga ocorrerá também em temperaturas acima de 74° C.

Cada conjunto de garrafas também tem um disco amarelo indicador da descarga do sistema. Montado ao lado do disco vermelho, o disco amarelo indica qual grupo de garrafas foi esvaziado por uma descarga normal.

Este tipo de sistema de proteção contra fogo de CO₂ inclui um sistema de alarme de fogo. Ele é um sensor contínuo, de baixa impedância, e do tipo de religação automática para o motor e áreas da nacele do motor.

Um único circuito detector de fogo é previsto para cada motor e área de nacele.

Cada circuito completo consiste de uma unidade de controle, elementos sensores, um relé de teste, uma luz de aviso de fogo e um relé do circuito de aviso de fogo.

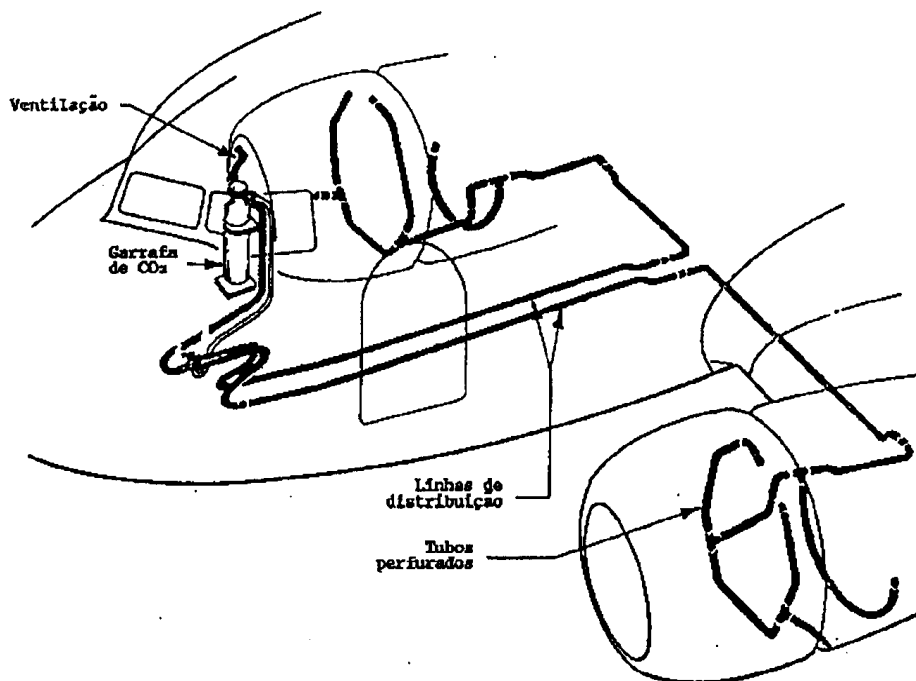


Figura 8-22 Sistema extintor de fogo de CO₂ em uma aeronave bimotora de transporte

Equipamentos associados, como conjunto de conectores flexíveis, fios passadores de borracha, braçadeiras e presilhas de montagem, são usados em várias quantidades, dependendo das necessidades individuais da instalação.

Por exemplo, em uma aeronave de quatro motores, quatro conjuntos de luzes de alarme, sendo uma para cada motor e área da nacele, darão a correspondente indicação de aviso quando um alarme for iniciado pelo respectivo circuito de aviso de fogo do motor.

Conjunto de luzes de alarme nos punhos de comando manual de CO₂ são conectados para todos os quatro circuitos detectores de fogo do motor, em conjunto com um alarme sonoro de fogo com os seus interruptores de corte protegidos e luzes de indicação.

O fio isolado do circuito detector é encaminhado da unidade de controle no compartimento de rádio para o relé de teste. O fio é então dirigido através da nacele e seções do motor, retornando para o relé de teste, onde ele será unido a sua outra extremidade formando um circuito contínuo.

Cada unidade de controle contém transistores, transformadores, resistores, capacitores e um potenciômetro.

Ele também contém um circuito integrado, o qual introduz um retardo, que dessensibiliza o sistema de aviso para um sinal transitório de curta duração – que de outra forma causaria falsos alarmes momentâneos.

Quando uma condição de fogo ou superaquecimento existir em um motor ou área da nacele, a resistência do sensor diminuirá, abaixo de um valor determinado pelo potenciômetro da unidade de controle, o qual está em um circuito de referência do circuito detector e amplificador da unidade de controle.

A saída deste circuito energiza o alarme sonoro de aviso de fogo e a luz de aviso de fogo.

SISTEMAS DE PROTEÇÃO DE FOGO DOS MOTORES A TURBINA

Diversas falhas ou danos em geral podem resultar em condições de superaquecimento ou de fogo, peculiares às aeronaves com motor a turbina por causa de suas características de operação. Os dois principais tipos de falhas de turbina podem

ser classificados como termodinâmicos ou como mecânicos. As causas termodinâmicas são aquelas que alteram a proporção do ar de refrigeração da temperatura da combustão, para os níveis em que os metais da turbina podem tolerar.

Quando o ciclo de refrigeração é alterado, as palhetas da turbina podem ser derretidas, causando uma súbita perda de empuxo. A rápida formação de gelo na tela da entrada de ar ou na entrada das atletas guias podem resultar em severo superaquecimento, causando o derretimento das palhetas da turbina, sendo arrancadas e arremessadas para fora do motor.

Falhas semelhantes podem causar a separação do cone traseiro; e possível penetração de estilhaços na estrutura da aeronave, tanques ou equipamentos próximos a roda da turbina. Em geral, a maioria das falhas termodinâmicas são causadas pelo gelo, excesso de sangria de ar ou vazamento, ou falha dos controles que permitam o estol do compressor ou excesso de combustível.

Falhas mecânicas, como quebra da palheta da turbina ou palheta arrancada, podem também levar a uma condição de superaquecimento ou fogo.

Estilhaços das palhetas podem perfurar o cone traseiro, criando uma condição de superaquecimento. A falha dos estágios dianteiros de uma turbina de muitos estágios normalmente é muito mais severa. A penetração no alojamento da turbina pelos estilhaços de uma palheta danificada é um possível perigo de fogo, do mesmo modo que a penetração nas linhas e nos componentes que contenham fluidos inflamáveis.

Uma alto fluxo de combustível, através de um bico injetor mal calibrado, pode causar a queima através do cone de escapamento em alguns motores. O fogo no motor pode também ser causado pela queima de fluido que, ocasionalmente, escorra através do tubo de escapamento.

Zona de fogo dos motores a turbina

Em virtude das instalações de um motor a turbina terem diferenças marcantes das instalações de um motor convencional, os sistemas de zonas de fogo usados para a maioria dos motores convencionais, não poderão ser usados.

Uma possível zona de fogo em uma instalação de motor a turbina é qualquer área, na qual possa existir uma fonte de ignição, junto com combustíveis, vazamentos de linhas de fluido combustível, ou vapores de combustível. Os seguintes compartimentos do motor usualmente são protegidos:

1. Seção de força do motor, incluindo os queimadores, turbina e escapamento.
2. Compressor do motor e seção de acessórios, estando incluídos o compressor e todos os acessórios do motor.
3. O compartimento do motor por inteiro, quando não existir isolamento entre a seção de força do motor e a seção de acessórios.

Agentes de extinção de fogo dos motores a turbina

Os agentes de extinção de fogo usados nos motores convencionais são, também, usados nos sistemas de proteção de fogo dos motores a turbina.

A eficiência dos vários agentes é influenciada pelo tipo de sistema de proteção de fogo no motor a ser utilizado, se ele for um sistema HRD (alta razão de descarga) melhor do que um sistema convencional, ou se for o método de distribuição por bico pulverizador, anel de esguicho ou tubo com extremidade aberta.

A escolha do agente é também influenciada pelas condições do fluxo de ar através do motor.

Tipos de detectores de fogo ou superaquecimento

A seguinte relação de métodos de detecção inclui aqueles mais usados em sistemas de proteção de fogo em motores a turbina.

O sistema completo de proteção contra fogo de uma aeronave, com os maiores motores a turbina, terá alguns destes diferentes métodos de detecção incorporados:

1. Detectores de razão de aumento da temperatura.
2. Detectores sensíveis a radiação.

3. Detectores de fumaça.
4. Detectores de superaquecimento.
5. Detectores de monóxido de carbono.
6. Detectores de vapores de combustível.
7. Detectores de fibra ótica.
8. Observação da tripulação e/ou passageiros.

Os três tipos de detectores mais usados para uma rápida detecção de fogo são o razão de aumento da temperatura, sensor de radiação e os detectores de superaquecimento.

Proteção de fogo no solo dos motores a turbina

O problema de fogo no solo tornou-se mais grave com o aumento do tamanho das aeronaves de motor a turbina. Por esta razão, uma conexão central de solo, para o sistema de extinção de fogo, tem sido instalada em algumas aeronaves. Estes sistemas fornecem um meio eficiente de extinção de fogo no solo, e eliminam a necessidade de remoção e de reabastecimento das garrafas de extinção de fogo instaladas na aeronave.

Estes sistemas usualmente incluem meios de operação do sistema inteiro, de um local como a cabine, ou da localização do suprimento do agente extintor, no solo.

Nas aeronaves não equipadas com a conexão central de solo para o sistema de extinção de fogo, normalmente são previstos meios de um rápido acesso ao compressor, escapamento ou compartimento dos queimadores. Por isso, a maioria dos sistemas da aeronave estão equipadas com portas de acesso de abertura rápida, na superfície externa de vários compartimentos.

O fogo na parte interna do escapamento dos motores, durante o corte ou falsa partida, pode ser eliminado pelos giros do motor com o motor de partida.

Se o motor já estiver funcionando, ele pode ser acelerado para atingir o mesmo resultado. Se o fogo persistir, um agente extintor pode ser dirigido ao interior do tubo de escapamento.

O que deve ser levado em conta, é que o uso excessivo de CO₂ ou outro agente que tenha o efeito de resfriamento, pode contrair alojamento

da turbina ou a própria turbina, causando a desintegração do motor.

SISTEMA TÍPICO DE PROTEÇÃO DE FOGO DE MULTIMOTORES

Um sistema de proteção de fogo de motores a turbina para uma aeronave multimotora é descrito em detalhes nos parágrafos seguintes. Este sistema é típico de maioria das aeronaves de transporte com motores a reação, e inclui componentes e sistemas semelhantes encontrados em todas aquelas aeronaves. Deve ser enfatizado que os procedimentos de manutenção e detalhes de instalação, de cada tipo de aeronave em particular, são uma função da configuração específica da aeronave.

O sistema de proteção contra fogo da maioria das grandes aeronaves com motor a turbina consiste de dois subsistemas: um sistema detector de fogo e um sistema de extinção de fogo.

Estes dois subsistemas proporcionam proteção contra fogo, não somente no motor e áreas da nacele, mas também em áreas como os compartimentos de bagagem e em áreas como o alojamento das rodas. Aqui, serão discutidos apenas os sistemas de proteção contra fogo no motor.

Cada motor a turbina instalado em uma nacele suspensa contém um circuito de detecção de fogo, que é automático e sensível ao calor. Este circuito consiste de uma unidade sensível ao calor, uma unidade de controle, um relé e dispositivos de alarme. Normalmente os dispositivos de alarme incluem uma luz de aviso na cabine para cada circuito, e um alarme sonoro para todos os circuitos em conjunto.

A unidade sensora de calor de cada circuito possui um detector contínuo em torno das áreas a serem protegidas. Essas áreas são os queimadores e a área do escapamento. Também incluídas, na maioria dos sistemas de extinção de fogo das aeronaves, estão a área do compressor e a área dos acessórios, as quais em algumas instalações podem ser protegidas por um circuito separado de proteção de fogo. A figura 8-23 ilustra a rota típica de um detector contínuo de fogo em um motor instalado em nacele suspensa.

Um detector contínuo típico é formado por uma série de elementos unidos por conectores a prova de umidade, os quais são fixados à estrutura da aeronave. Na maioria das instalações, o detector contínuo é preso por dispositivos ou presilhas a cada 10 ou 12 polegadas de distância.

Um espaço maior entre os suportes pode permitir vibração ou atrito da seção livre, e torna-se uma fonte de falsos alarmes.

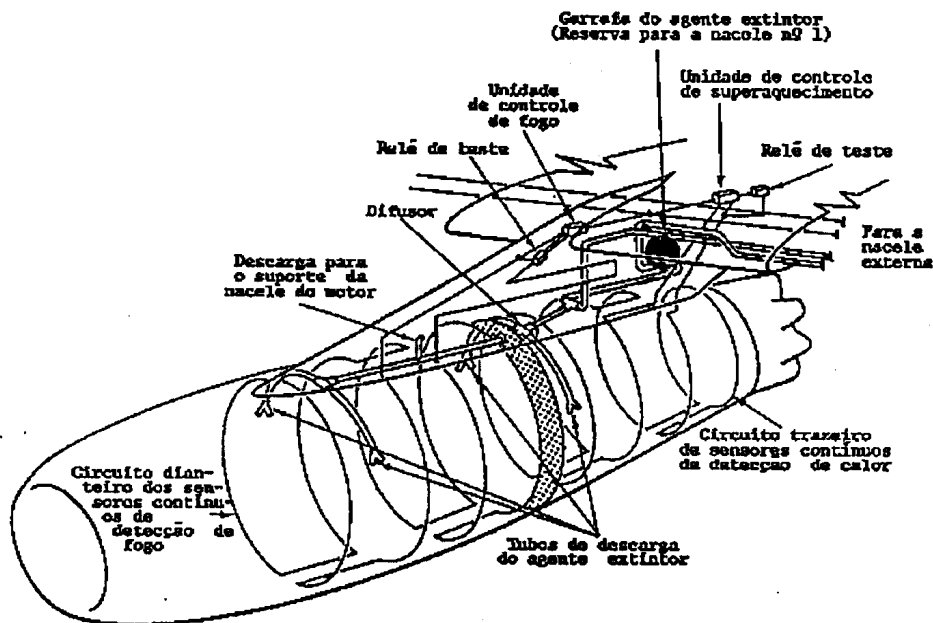


Figura 8-23 Instalação típica de proteção da nacele do motor e seu suporte (*Pylon*)

Em um típico sistema detector de fogo de um motor a turbina, uma unidade de controle individual é prevista para cada circuito sensor. A unidade de controle contém um amplificador transistorizado ou magnético, o qual produz uma saída, quando um fluxo de corrente predeterminado de entrada for detectado pelo sensor contínuo.

Cada unidade de controle também contém um relé que é usado para simular uma condição de fogo ou superaquecimento para o circuito de teste.

A saída do amplificador, da unidade de controle, é usada para energizar um relé de aviso, muitas vezes chamado de “relé de fogo”. Normalmente localizado próximo às unidades de controle, estes relés de fogo, quando energizados, completam o circuito para o apropriado dispositivo de aviso.

Os dispositivos de aviso para as condições de fogo e superaquecimento do motor e nacele estão localizados na cabine.

Uma luz de aviso de fogo para cada motor, normalmente é localizada em um interruptor especial de fogo na forma de um punho, localizado no painel de instrumentos ou no painel de controle de fogo.

Estes interruptores são, algumas vezes, chamados de “punhos de fogo”.

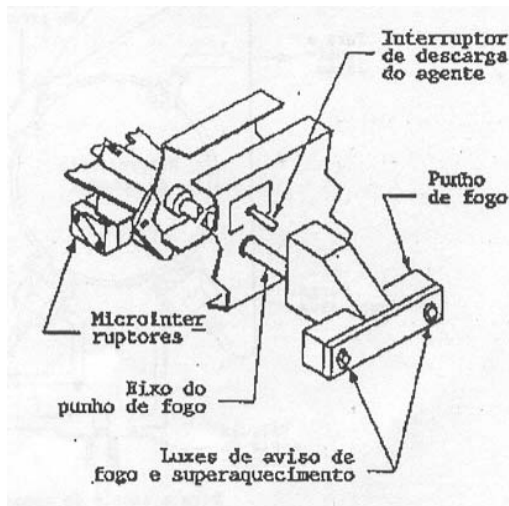


Figura 8-24 Interruptor e punho de fogo

Conforme está ilustrado na figura 8-24, o punho de fogo contém a luz de aviso de detecção de fogo. Em alguns modelos deste punho

interruptor de fogo, ao ser puxado, deixa exposto um interruptor, que anteriormente era inacessível, o qual comanda o agente extintor e também atua microinterruptores que energizam as válvulas de corte de emergência e outras válvulas pertinentes.

Sistema de extinção de fogo de motores a turbina

A parte de extinção de fogo de um típico sistema de proteção de fogo completo, inclui uma garrafa ou reservatório de um agente extintor para cada motor ou área da nacele. Um tipo de instalação provê uma garrafa de agente para cada uma das naceles suspensas de uma aeronave multimotora. Este sistema usa uma garrafa ou reservatório de agente extintor semelhante ao tipo mostrado na figura 8-25.

Este tipo de garrafa é equipada com duas válvulas de descarga que são operadas por cartuchos disparados eletricamente. Estas duas válvulas são o controle principal e o reserva, que liberam e dirigem o agente para a nacele suspensa, na qual a garrafa está localizada, ou para o outro motor da mesma asa.

Este tipo de tiro duplo, configuração de alimentação cruzada, permite a liberação de uma segunda carga de agente extintor de fogo para o mesmo motor, se um outro foco de fogo ocorrer, sem a condição de duas garrafas para cada área do motor. Um outro tipo de instalação para quadrimotores, usa dois sistemas independentes de extinção de fogo. Os dois motores do mesmo lado da aeronave são equipados com dois reservatórios de agente extintor (figura 8-26), mas eles estão localizados juntos na nacele suspensa interna.

Um indicador da pressão, um plugue de descarga, e uma conexão de segurança são previstas para cada reservatório. O plugue de descarga é selado com um disco quebrável, combinado com uma carga explosiva que é eletricamente detonada para descarregar o conteúdo da garrafa.

A conexão de segurança é fixada na parte interna da estrutura com um indicativo disco vermelho.

Se a temperatura ultrapassar um predeterminado valor de segurança, o disco será rompido, extravazando o agente.

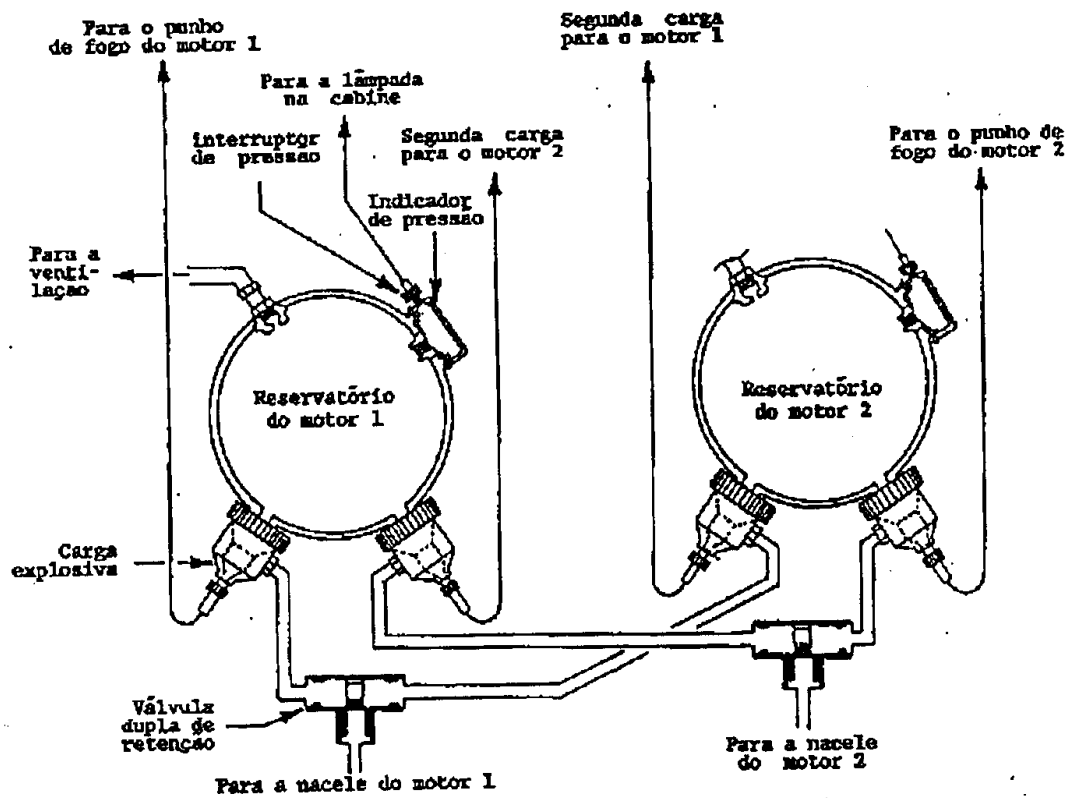


Figura 8-25 Sistema de extinção de fogo para uma aeronave multimotora

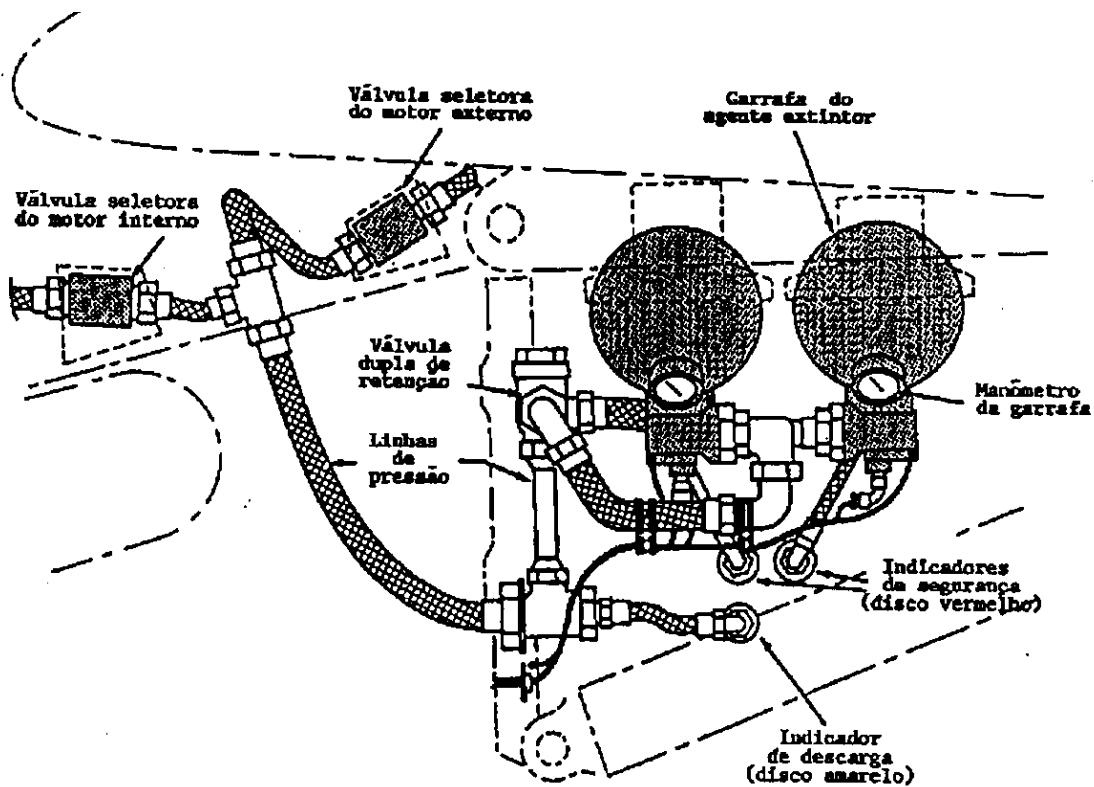


Figura 8-26 Instalação das garrafas e suas conexões

A conexão de alimentação dos dois reservatórios de uma instalação dupla (figura 8-26) inclui uma válvula de retenção dupla e uma conexão "T", da qual as tubulações são ligadas ao indicador de descarga.

Este indicador é fixado na parte interna da estrutura com um indicativo disco amarelo, que é rompido quando a linha de alimentação for pressurizada por qualquer uma das garrafas.

A linha de descarga tem dois ramais (figura 8-26), uma linha pequena para o motor interno e uma mais comprida estendendo-se pelo bordo de ataque da asa para o motor externo.

Ambos os ramais terminam em uma conexão em "T", próxima a fixação dianteira do motor.

A forma do tubo de descarga pode variar com o tipo e o tamanho das instalações do motor.

Na figura 8-27, um tubo de descarga semicircular com uma terminação em "Y" envolve a área dianteira superior, tanto do compartimento dianteiro como do traseiro do motor.

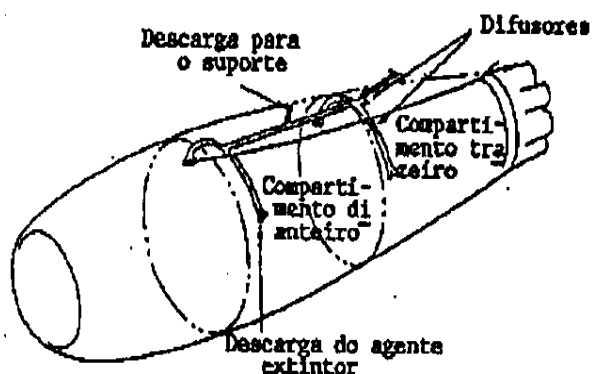


Figura 8-27 Tubos de descarga do agente extintor

Orifícios de dispersão do agente extintor estão espaçados ao longo do tubo de descarga. Este, é incorporado na entrada da linha, para descarregar o agente extintor dentro da área do suporte da nacele suspensa.

Um outro de instalação de descarga do agente extintor de fogo é mostrado na figura 8-27. A linha de descarga termina em um bico injetor em "T" próximo ao suporte dianteiro do motor.

A conexão "T" contém orifícios difusores, que permitem que o agente extintor seja lançado

ao longo da parte superior e de ambos os lados do motor.

Quando qualquer seção do sensor contínuo estiver exposta a uma condição de fogo ou superaquecimento, a luz de aviso na cabine acenderá e o alarme sonoro soará.

A luz de aviso pode estar localizada no punho de fogo; em algumas instalações o interruptor de fogo pode incorporar uma luz de aviso de cada motor em particular, sob uma cobertura de plástico translúcido, como é mostrado na figura 8-27.

Neste sistema, um interruptor de transferência é instalado para o sistema de extinção de fogo esquerdo e direito. Cada interruptor de transferência tem duas posições: "TRANS" e "NORMAL".

Se ocorrer uma condição de fogo no motor número 4, a luz de aviso no interruptor de fogo número 4 acenderá com o interruptor na posição "NORMAL"; o interruptor de fogo número 4 é puxado, e o interruptor de descarga número 4, localizado diretamente sob o punho de fogo, ficará acessível.

Ativando o interruptor de descarga o agente extintor será enviado da garrafa para a área do motor número 4.

Se for necessário mais do que uma descarga de agente extintor, o interruptor de transferência deverá ser colocado na posição "TRANS" para que a segunda garrafa possa ser descarregada naquele mesmo motor.

Um controle de alarme sonoro permite que qualquer um dos circuitos de detecção de fogo dos motores, energize o alarme sonoro comum. Após o alarme ter soado, ele poderá ser silenciado pelo acionamento do interruptor de corte do alarme figura 8-28.

O alarme sonoro pode também reagir a um sinal de fogo, vindo de qualquer um dos outros circuitos.

A maior parte dos sistemas de proteção contra fogo para as aeronaves com motor a turbina, inclui também um interruptor de teste e um circuito, que permite que o sistema de detecção seja testado inteiramente, a qualquer tempo.

O interruptor de teste está localizado no centro do painel, mostrado na figura 8-28

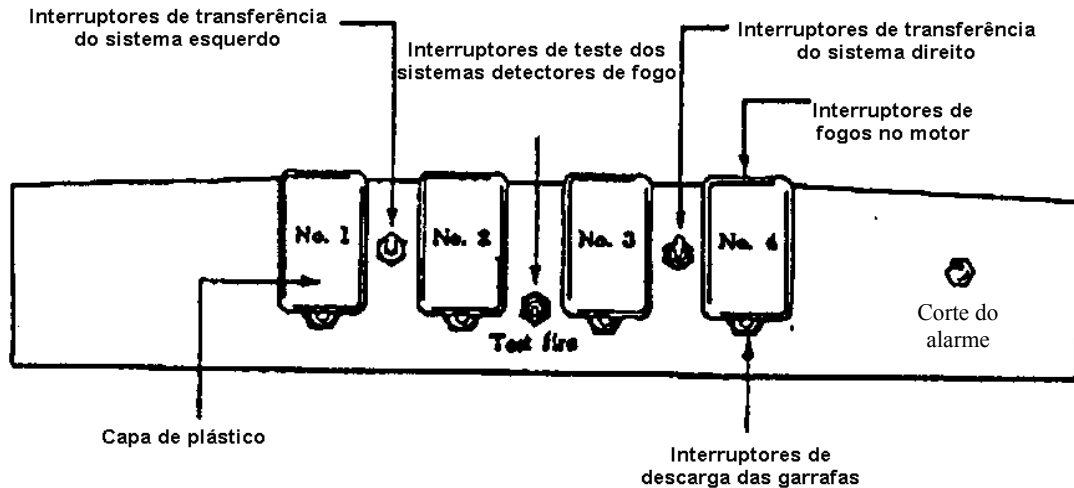


Figura 8-28 Interruptores do sistema de detecção e extinção de fogo

PROCEDIMENTOS DE MANUTENÇÃO DOS SISTEMAS DE DETECÇÃO DE FOGO

Os elementos sensores de detecção de fogo estão localizados em muitas áreas de grande atividade em torno dos motores das aeronaves. Sua localização, junto com sua pequena dimensão, aumentam a chance de danos aos elementos sensores durante a manutenção.

A instalação dos elementos sensores, dentro dos painéis das naceles nas aeronaves, proporciona algumas medidas de proteção não fornecidas aos elementos fixados diretamente no motor. Por outro lado, a remoção e a instalação dos painéis das naceles podem facilmente causar atritos ou defeitos estruturais aos elementos sensores.

Um programa de inspeção e manutenção, para todos os tipos de sistemas de sensores contínuos, deverá incluir os seguintes cheques visuais. Estes procedimentos são apenas exemplos, e não deverão ser usados em substituição às aplicáveis instruções do fabricante.

Os elementos sensores de um sistema contínuo deverão ser inspecionados nos seguintes itens:

1. Seções rachadas ou quebradas, causadas por choque ou aperto entre janelas de inspeção, painéis das naceles ou componentes do motor.
2. Desgaste causado pelo atrito do elemento com o revestimento, acessórios ou membros estruturais.

3. Peças de arame de freio, ou outras partículas de metal, que possam formar um curto-circuito nos terminais do detector.
4. Condições das juntas de borracha nas braçadeiras de montagem, que podem ter sofrido amolecimento pela exposição a óleo, ou endurecimento pelo calor excessivo.
5. Mossas ou dobras nas seções dos elementos sensores. Os limites do diâmetro dos elementos, as mossas e as dobras aceitáveis e o grau de suavidade dos contornos dos tubos são especificados pelo fabricante. Nenhum esforço deve ser feito para endireitar qualquer moossa ou dobra aceitável, porque, o esforço poderá causar uma falha na tubulação (veja na figura 8-30 um exemplo de falha na tubulação).

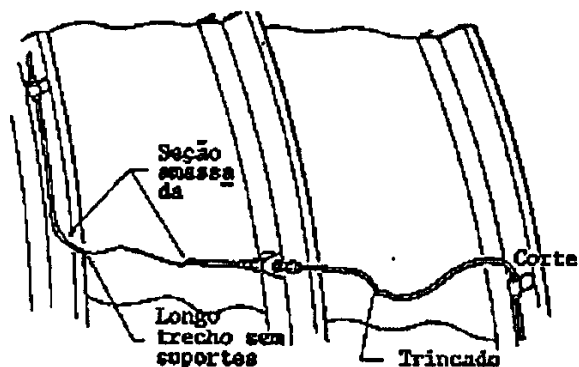


Figura 8-28 Defeitos do elemento sensor

6. As porcas nos terminais dos elementos sensores (figura 8-30) deverão ser inspecionadas quanto ao aperto e frenagem. As porcas frouxas deverão ser apertadas para o valor de torque especificado pelas instruções do fabricante. Alguns tipos de juntas de conexão de elementos sensores requerem o uso de juntas de atrito de cobre. Essas juntas deverão ser substituídas todas as vezes que a conexão for desfeita.

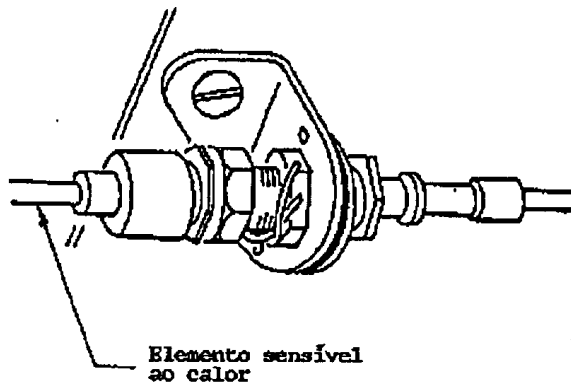


Figura 8-30 Junta conectora fixada à estrutura

7. Se forem usados cabos flexíveis blindados, eles deverão ser inspecionados quanto ao desgaste da malha externa. A blindagem é feita de uma malha de finos fios de metal traçados dentro de uma cobertura, que envolve um fio isolado.

Contínuas dobras do cabo ou um tratamento grosseiro poderão partir esses fios finos, especialmente, aqueles próximos das conexões.

8. A rota dos elementos sensores e a fixação devem ser inspecionadas cuidadosamente (figura 8-30). Seções muito longas entre suportes podem permitir excessiva vibração e causar a quebra.

A distância entre as braçadeiras de fixação nos espaços retos, deve ser normalmente de 8 a 10 polegadas, conforme a especificação de cada fabricante.

O primeiro suporte de fixação após uma conexão, normalmente é colocado entre

4 a 6 polegadas da conexão de junção. Na maioria dos casos, uma reta de 1 polegada é mantida antes e após um conector, para então ser feita uma curva. Um raio de curva de 3 polegadas, normalmente é usado também.

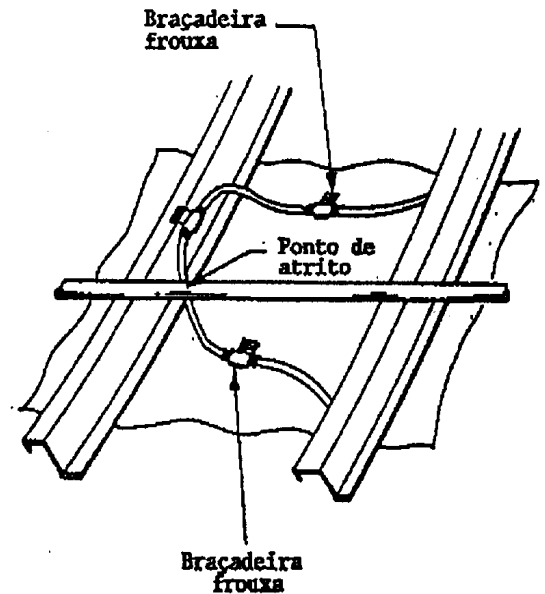


Figura 8-31 Interferência por atrito

9. A interferência entre o elemento sensor e um tirante da nacele pode causar atrito (figura 8-31). Esta interferência pode causar desgaste e curto-circuito no elemento sensor.

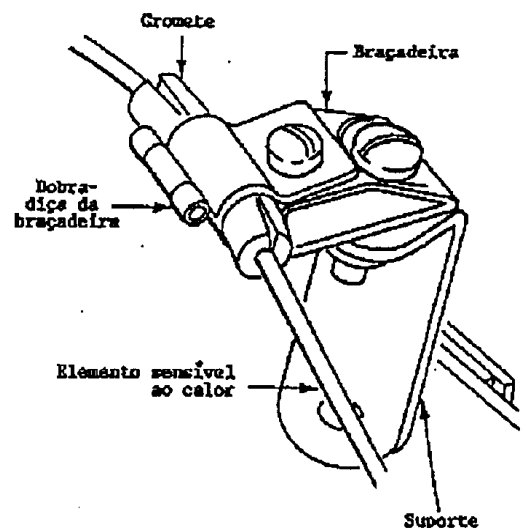


Figura 8-32 Braçadeira típica de fixação do elemento sensor

10. Os anéis isolantes deverão estar instalados no elemento sensor, centralizados com a braçadeira de fixação. O final cortado do isolante deverá estar voltado para a parte curva da braçadeira. As braçadeira e os anéis isolantes deverão fixar o elemento sem danificá-lo (ver a figura 8-32).

PESQUISA DE PANES DO SISTEMA DE DETECÇÃO DE FOGO

Os seguintes procedimentos de pesquisa de panes, representam a maior parte das dificuldades comuns encontradas nos sistemas de detecção de fogo do motor:

1. Alarmes intermitentes são, na maioria das vezes, causados por um curto-circuito intermitente na fiação do sistema detector. Tais curtos podem ser causados por um fio solto ou frouxo que, ocasionalmente, toca em um terminal; um fio desgastado atritando em um membro da estrutura; ou ainda o elemento sensor atritando na estrutura o suficiente para desgastar o isolante. As falhas intermitentes muitas vezes podem ser localizadas pelo movimento dos fios para recriar o curto-circuito.
2. Alarmes de fogo e luzes de aviso acesas podem ocorrer mesmo quando não houver fogo no motor ou condição de superaquecimento. Estes falsos alarmes podem ser mais facilmente localizados pela desconexão do sensor contínuo do motor na unidade de controle. Se o falso alarme cessar quando o sensor for desconectado, a falha é no sensor contínuo que deverá ser examinado nas

áreas que tenham a possibilidade de entrar em contato com as partes quentes do motor. Se nenhuma destas áreas for encontrada, a seção em curto pode ser localizada isolando as conexões dos elementos, consecutivamente, até o final do sensor contínuo.

3. Torções ou dobras acentuadas no elemento sensor podem causar um curto-circuito intermitente entre o fio interno e a tubulação externa. A falha pode ser localizada checando o elemento sensor com um ohmímetro, enquanto aplicar leves batidas nas áreas suspeitas do elemento sensor para produzir o curto.
4. Umidade no sistema de detecção raramente causa um falso alarme de fogo. Se, no entanto a umidade causar um alarme, o aviso persistirá até que a contaminação seja removida ou desapareça com o calor, e a resistência do sensor retorne ao seu valor normal.
5. Falha em obter um sinal de alarme, quando o interruptor de teste é atuado, pode ser causada por um defeito no interruptor de teste ou na unidade de controle, deficiência de energia elétrica, lâmpada indicadora inoperante, uma interrupção no elemento sensor ou na conexão da fiação. Quando o interruptor de teste falha em proporcionar uma condição de alarme, a atuação de um sensor contínuo de dupla fiação pode ser determinada pela abertura do sensor e medição da resistência. Em um sensor contínuo de fiação simples, o condutor central deverá ser ligado à massa.