



**MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL
FORÇA AÉREA PORTUGUESA
CENTRO DE FORMAÇÃO MILITAR E TÉCNICA**

Curso de Formação de Praças - RC

COMPÊNDIO

AERODINÂMICA,
ESTRUTURAS E SISTEMAS DE AVIÃO

EPR: SAJ Rui Inácio

CCF 335-8

Julho 2008





S.

R.

**MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL
FORÇA AÉREA PORTUGUESA
CENTRO DE FORMAÇÃO MILITAR E TÉCNICA**

CARTA DE PROMULGAÇÃO

JULHO 2008

1. O Compêndio de "Aerodinâmica, Estruturas e Sistemas de Avião" é uma Publicação "NÃO CLASSIFICADA".
2. Esta publicação entra em vigor logo que recebida.
3. É permitido copiar ou fazer extractos desta publicação sem autorização da entidade promulgadora.

O COMANDANTE

Vítor Manuel Alves Francisco

COR/PILAV

REGISTO DE ALTERAÇÕES

IDENTIFICAÇÃO DA ALTERAÇÃO, Nº DE REGISTO, DATA	DATA DE INTRODUÇÃO	DATA DE ENTRADA EM VIGOR	ASSINATURA, POSTO E UNIDADE DE QUEM INTRODUZIU A ALTERAÇÃO

Cursos:	Curso de Formação de Praças – RC – (MARME)
Nome do Compêndio:	Aerodinâmica, Estruturas e Sistemas de Avião
Disciplina:	Aerodinâmica, Estruturas e Sistemas de Avião
Data de elaboração:	Abril 2008
Elaborado Por:	1SAR/ MELIAV/ Rui Inácio
Verificado Por:	Gabinete da Qualidade da Formação
Comando G. Formação:	TCOR / ENGAER José Saúde 
Director de Área:	MAJ / TMMEL Abílio Carmo 
Director de Curso:	TEN / TMMEL António Graveto 
Formador:	SCH / MELIAV/ Rui Inácio 

ATENÇÃO:

Esta publicação destina-se a apoiar os formandos a frequentarem o Curso de Formação de Praças da Especialidade MARME na disciplina de Aerodinâmica, Estruturas e Sistemas de Avião.

Não pretendendo ser uma publicação exaustiva do curso em questão, apresenta-se como uma ferramenta de consulta quer durante a duração do curso, quer após a sua conclusão.

ÍNDICE

GENERALIDADES SOBRE INSTRUMENTOS DE AERONAVES	7
INTRODUÇÃO.....	7
CLASSIFICAÇÃO DOS INSTRUMENTOS.....	8
INDICAÇÕES E CALIBRAÇÃO DOS INSTRUMENTOS.....	8
CALIBRAÇÃO DE INSTRUMENTOS.....	9
CONCLUSÃO.....	10
SISTEMA ESTÁTICO DE PITOT.....	11
INTRODUÇÃO.....	11
SISTEMA ESTÁTICO DE PITOT.....	12
ALTÍMETRO.....	17
INTRODUÇÃO.....	17
PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO.....	18
ERROS DO ALTÍMETRO.....	18
OUTROS TIPOS DE ALTÍMETROS.....	20
CONCLUSÃO.....	21
VELOCÍMETRO.....	23
INTRODUÇÃO.....	23
CONSTRUÇÃO BÁSICA.....	23
PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO.....	24
CONCLUSÃO.....	25
VARIÓMETRO.....	27
INTRODUÇÃO.....	27
CONSTRUÇÃO BÁSICA.....	27
PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO.....	29
OS GIROSCÓPIOS.....	31
INTRODUÇÃO.....	31
PRINCÍPIOS BÁSICOS DE CONSTRUÇÃO.....	32
PRECESSÃO.....	34
HORIZONTE ARTIFICIAL.....	37
INTRODUÇÃO.....	37

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO	37
SISTEMA ELÉCTRICO (REMOTE GYRO INDICATOR).....	39
INDICADOR DE ATITUDE (INDICADOR DE POSIÇÃO).....	40
INDICADOR GIROSCOPICO DE DIRECÇÃO (HORIZ. SIT. INDICATOR).....	43
INTRODUÇÃO	43
PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO	44
ERROS DO INSTRUMENTO	44
INDICADOR DE VOLTA E COORDENAÇÃO (PAU E BOLA).....	47
INTRODUÇÃO	47
PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO	48
INDICADOR DE VOLTA (“PAU”).....	51
PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO	51
CONCLUSÃO	53
BÚSSOLA MAGNÉTICA.....	55
INTRODUÇÃO	55
BÚSSOLAS DE LEITURA DIRECTA.....	55
COMPENSAÇÃO DE BÚSSOLA	57
BÚSSOLA À DISTÂNCIA.....	59
INTRODUÇÃO	59
CONSTRUÇÃO BÁSICA	59
INDICADOR DE ÂNGULO DE ATAQUE.....	63
INTRODUÇÃO	63
FORMAS DE INDICAÇÃO	63
PILOTO AUTOMÁTICO.....	65
GENERALIDADES	65
PRINCÍPIOS DO CONTROLO AUTOMÁTICO DE VOO.....	65
INDICAÇÃO DOS EIXOS DA AERONAVE	67
SISTEMAS DE CONTROLO DE VOO.....	68
PILOTO AUTOMÁTICO E SISTEMA DIRECTOR DE VOO.....	68
PILOTO AUTOMÁTICO.....	71
COMPOSIÇÃO DO SISTEMA DE PILOTO AUTOMÁTICO.....	72
COMUNICAÇÕES DE BORDO.....	75
SISTEMAS DE COMUNICAÇÕES.....	75
SISTEMA DE COMUNICAÇÃO HF	75
SISTEMAS DE COMUNICAÇÕES EM VHF	77

COMPONENTES CONSTITUINTES	78
AJUDAS RADIOELÉCTRICAS PARA APROXIMAÇÃO E ATERRAGEM	81
GENERALIDADES	81
SISTEMA DE ATERRAGEM POR INSTRUMENTOS (ILS)	82
RÁDIO FAROL DE ALINHAMENTO DA PISTA (LOCALIZER).....	86
RÁDIO FAROL DE ALINHAMENTO DE DESCIDA (GLIDE SLOPE)	87
RÁDIO BALIZAS DE APROXIMAÇÃO.	88
CARACTERÍSTICAS LIMITADORES DO ILS.	89
VOR (VHF OMNING RANGE).	90
VOR DOPPLER – DVOR.	95
SISTEMA TACAN (TACTICAL AIR NAVIGATION).....	95
MEDIDOR DE DISTÂNCIA (DISTANCE MEASURING EQUIPMENT – DME).....	99
SISTEMA ADF.	104
SISTEMA GPS	107
PRINCÍPIOS DO GPS.....	107
FONTES DE ERRO.....	109
GPS DIFERENCIAL (DGPS).....	110
SISTEMA DE NAVEGAÇÃO DOPPLER	111
EFEITO DOPPLER	111
SISTEMA DE NAVEGAÇÃO POR INÉRCIA.....	117
ACELERÓMETROS.....	117
GIROSCÓPIOS	118
PLATAFORMA ESTABILIZADA POR GIROSCÓPIOS	120
ALINHAMENTO DA PLATAFORMA.....	121
PLATAFORMAS FIXAS ‘STRAPDOWN’	122
BATERIAS	125
TIPOS DE BATERIAS.....	125
PRICÍPIO DE FUNCIONAMENTO DE UMA BATERIA.....	126
CARGA DA BATERIA.....	127
DESCARGA DA BATERIA.....	127
CARACTERÍSTICAS DE UMA BATERIA.....	127
FACTORES QUE AFECTAM A CAPACIDADE DE UMA BATERIA:	128
CONSTITUIÇÃO DE UM ELEMENTO DE UMA BATERIA.	129
TENSÃO DE UMA BATERIA.	130
FACTORES QUE DETERMINAM A ESCOLHA DA BATERIA ADEQUADA.	130
DIFERENÇAS ENTRE BATERIAS DE CHUMBO E CÁDMIO/NÍQUEL.....	131
ASSOCIAÇÃO DE BATERIAS.....	131

PROCESSO DE CARGA DE BATERIAS.....	133
ESTADO DE CARGA DE UMA BATERIA.....	133
DISTRIBUIÇÃO DA CORRENTE ELÉCTRICA.....	135
DISTRIBUIÇÃO DE CORRENTE CONTÍNUA “DC”.....	136
RELÉ DE CORRENTE INVERSA.....	137
GERAÇÃO ELÉCTRICA DE CORRENTE CONTÍNUA “DC”.....	138
O REGULADOR DE TENSÃO.....	139
RELÉS DE CONTROLO.....	139
GERAÇÃO ELÉCTRICA DE CORRENTE ALTERNA “AC”.....	141
ALTERNADOR.....	143
SISTEMA DE GERAÇÃO ELÉCTRICA SEM PARALELO DE ALTERNADORES.....	145
SISTEMA DE GERAÇÃO POR CONVERSÃO.....	148
UNIDADE DE POTÊNCIA AUXILIAR.....	149
DISTRIBUIÇÃO DE CORRENTE.....	151
CABOS E FIOS.....	151
BARRA DE DERIVAÇÃO.....	151
TERMINAIS.....	151
FICHAS MÚLTIPLAS.....	151
IDENTIFICAÇÃO DOS CIRCUITOS.....	152
IDENTIFICAÇÃO DE CABLAGEM.....	152
ALGUNS SÍMBOLOS ELÉCTRICOS E ELECTRÓNICOS.....	154
DISPOSITIVOS DE CONTROLO E PROTECÇÃO.....	155
BIBLIOGRAFIA.....	157
LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR.....	LPV 1

GENERALIDADES SOBRE INSTRUMENTOS DE AERONAVES

INTRODUÇÃO

Os instrumentos de uma aeronave são uma parte muito importante de todo o equipamento que a constitui. A função dos instrumentos é a de fornecer informações, numa forma perceptível para os nossos sentidos, sobre os parâmetros necessários para a pilotagem da aeronave. As sensações do piloto, o treino, as referências em terra (se visíveis) não são suficientes para poder pilotar um avião moderno. O voo em condições meteorológicas adversas, o voo supersónico, o cumprimento preciso dos parâmetros de voo e de tiro ou as dificuldades de aproximação e aterragem dão origem a uma necessidade de haver mais instrumentos e com uma cada vez maior precisão. Da mesma forma, o aperfeiçoamento de motores que trabalham perto dos seus limites e o aumento dos consumos tornaram necessário um controlo muito preciso.

O estudo dos instrumentos de voo é importante porque não basta saber interpretar as informações que eles nos dão; os instrumentos não são aparelhos perfeitos e estão naturalmente sujeitos a avarias. Assim sendo, um conhecimento preciso dos seus princípios, limitações e erros pode ajudar a descobrir a origem de uma avaria e a orientar a escolha das acções a tomar para a solucionar (se possível), ou tentar minorar os seus efeitos.

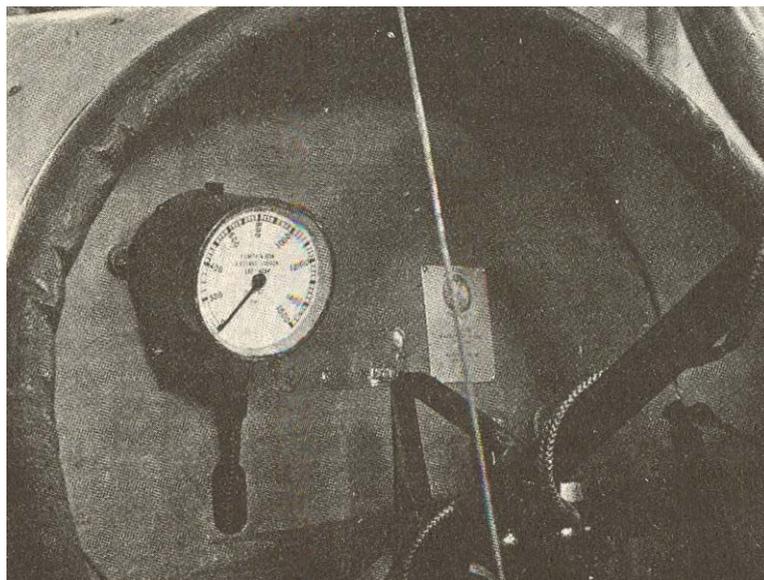


Fig.1- Monoplano Blackburn (1910)

CLASSIFICAÇÃO DOS INSTRUMENTOS

Os instrumentos de uma aeronave podem classificar-se quanto ao fim a que se destinam (pela finalidade) ou quanto ao seu princípio de funcionamento (pela operação).

CLASSIFICAÇÃO POR FINALIDADES:

- Instrumentos de controlo de voo - São instrumentos que proporcionam ao piloto o conhecimento da atitude de voo e da performance do seu avião. Podemos apontar como exemplo o altímetro, o velocímetro, o indicador do nº de MACH, o variómetro, o horizonte artificial, o indicador de volta (PAU), o indicador de coordenação (BOLA), o indicador de ângulo de ataque, o acelerómetro, etc.
- Instrumentos de controlo do motor e combustível - São instrumentos que se destinam ao controlo e vigilância do grupo moto propulsor e do sistema de combustível, tais como os taquímetros (contarotações), os termómetros, os manómetros (medem as pressões), os sin-sincroscópios, os indicadores de nível, os indicadores de fluxo de combustível, etc.
- Instrumentos auxiliares de navegação - São os instrumentos que permitem ao piloto levar o seu avião por uma rota fixada, como o indicador de direcção, a bússola, o VOR, o DME, etc.

CLASSIFICAÇÃO PELA OPERAÇÃO:

- Instrumentos que utilizam cápsulas manométricas e barométricas.
- Instrumentos que utilizam o giroscópio.
- Instrumentos que utilizam a electricidade.
- Instrumentos magnéticos.
- Instrumentos que empregam em simultâneo dois ou mais princípios enunciados nos pontos anteriores.

INDICAÇÕES E CALIBRAÇÃO DOS INSTRUMENTOS

INDICAÇÕES DOS INSTRUMENTOS

Um instrumento é constituído por uma sequência normalmente formada pelos seguintes elementos:

- Um detector (sonda), colocado junto da grandeza a avaliar (temperatura, pressão, etc.) encarregue de a transformar num sinal transmissível.
- Uma transmissão que transporta o sinal avaliado junto da grandeza até ao painel de instrumentos.
- Um receptor que analisa o sinal enviado segundo a lei de graduação da grandeza.
- Um indicador que nos mostra o valor da grandeza medida numa forma que pode ser analisada pelos nossos sentidos. Esta indicação pode ser qualitativa ou quantitativa.

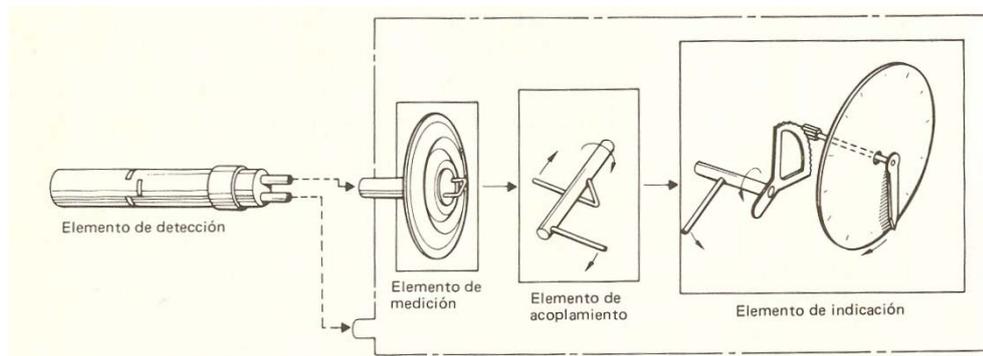


Fig.2- Elementos de um instrumento

CALIBRAÇÃO DE INSTRUMENTOS

A indicação dada por um instrumento tem sempre um certo erro em relação ao valor real medido. Consoante a importância que se atribui ao instrumento para o controlo da aeronave, a sua calibração pode ser absoluta ou relativa.

Certos erros são sistemáticos e conhecidos. Através de uma curva de calibração ou de tabelas de correcção, é possível obter uma indicação corrigida. No entanto, esta indicação ainda pode estar longe do verdadeiro valor, pois normalmente existem erros fortuitos não mensuráveis. A este tipo de erros que correspondem a diferença entre o valor real e o valor corrigido, dá-se o nome de erros residuais. Os erros dos instrumentos podem ser: de princípio de construção e mecânicos. Os de princípio de construção são os mais conhecidos e mais facilmente corrigíveis através das curvas de calibração. Os erros mecânicos têm um carácter mais geral cujas causas mais frequentes são:

- Atrito
- Desequilíbrio

- Deformações semi-permanentes
- Influência da temperatura, acelerações e vibrações
- Tolerâncias de calibração.
- Histerésis (erro das cápsulas manométricas)

Se bem que reduzidos, graças ao controlo e verificações periódicas, não são contudo eliminados totalmente. E necessário ter consciência que eles existem afim de poder dar a cada instrumento o grau de confiança que ele merece.

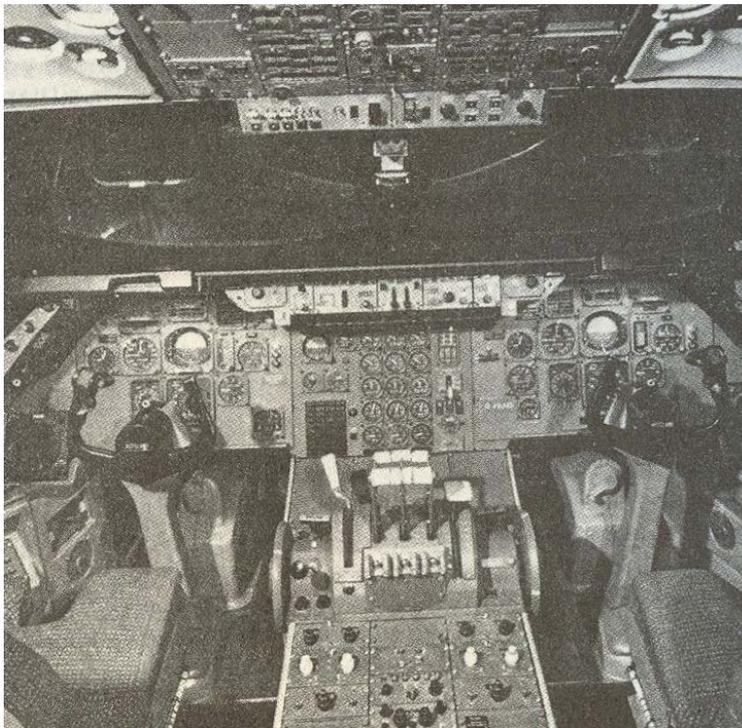


Fig.3- Lockheed 1011 (Tristar)

CONCLUSÃO

Os instrumentos de bordo são essenciais para o controlo das aeronaves. Os parâmetros essenciais do controlo de voo, dos motores e combustível dão origem á necessidade de instrumentos para o seu controlo. A interdependência destes parâmetros é tida em conta na disposição dos diferentes instrumentos no painel de bordo.

Independentemente do seu princípio de funcionamento, os instrumentos devem apresentar características comuns, que são: precisão, fidelidade, sensibilidade, rapidez na indicação, estabilidade, isolamento, robustez, longevidade e facilidade de leitura e interpretação.

SISTEMA ESTÁTICO DE PITOT

INTRODUÇÃO

O altímetro, velocímetro, indicador de mach e variómetro estão classificados nos instrumentos que utilizam cápsulas manométricas e barométricas e que sendo assim utilizam como grandezas físicas de base as pressões atmosféricas ou aerodinâmicas prevaletentes ao nível do avião, as quais são:

PRESSÃO ESTÁTICA - Pressão atmosférica local, numa atmosfera não perturbada.

PRESSÃO TOTAL - Pressão que se exerce sobre uma superfície plana do avião, normal ao deslocamento.

PRESSÃO DINÂMICA ($P - P_e$) ou pressão total relativa - A diferença entre a pressão total e a pressão estática.

Estas pressões são captadas no exterior do avião por meio de tomadas de pressão (sondas) e são medidas recorrendo a manómetros de cápsulas metálicas. Os detectores estão ligados aos receptores manométricos através de canalizações.

As tomadas de pressão total e estática são instaladas de maneiras diferentes, estando por vezes reunidas numa mesma zona nos aviões transónicos e supersónicos ou então separadas no caso dos aviões subsónicos, ficando a tomada de pressão estática (constituída normalmente por orifícios perfurados) directamente sobre a superfície de fuselagem. A tomada de pressão total fica numa sonda tipo antena que se destaca do corpo da aeronave para fazer a medição fora da corrente perturbada. Os diferentes tipos de antenas utilizadas são as antenas tipo: Venturi, a deflectora, tubo de Pitot e a de Kollsman.

No interesse específico deste manual só iremos abordar o sistema estático de pitot, por terem os outros, uma aplicação mais restrita em aeronáutica.

SISTEMA ESTÁTICO DE PITOT

A velocidade, altitude e velocidade vertical são medidas avaliando as pressões que rodeiam o avião. Estes valores de pressão são fornecidos quer directamente aos instrumentos, quer ao computador central de dados (CADC) por intermédio dos sistemas estáticos e do pitot. Este parágrafo examina os vários tipos de sistemas pitot-estáticos em uso e explica os princípios usados para medir a velocidade, a altitude e a velocidade vertical. Inclui ainda a discussão dos erros na medição destas pressões.

SISTEMA PITOT

O sistema pitot destina-se a fornecer pressão dinâmica (ou de impacto) aos instrumentos indicadores da velocidade do avião. O sistema consta de um tubo pitot e das ligações necessárias para fornecer esta pressão. O tubo pitot é normalmente colocado paralelo ao eixo longitudinal do avião, em local de turbulência mínima. A localização preferível é o nariz do avião. Outras posições poderão ser o bordo de ataque ou a ponta da asa e o estabilizador vertical. Na maioria dos aviões transónicos ou supersónicos, o tubo pitot é montado numa haste no nariz do avião sendo tal sistema conhecido vulgarmente como sistema de nariz "Boom". A fim de se evitar a formação de gelo, a maior parte dos tubos pitot incluem um sistema eléctrico de aquecimento, que em regra deverá ser verificado antes do voo.

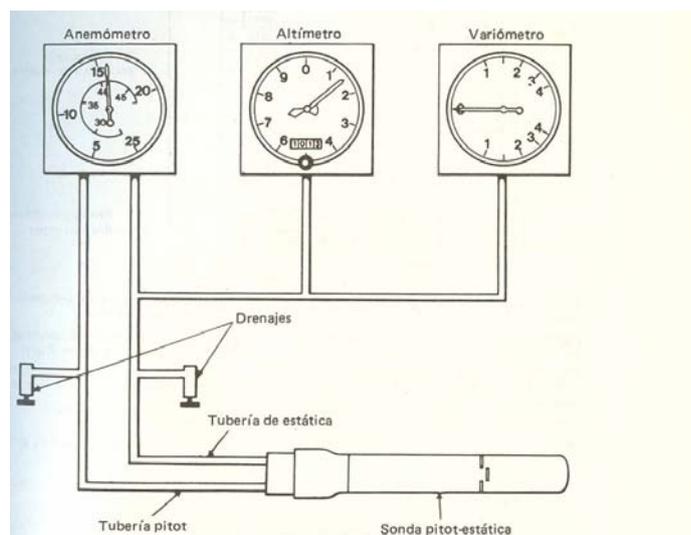


Fig.4- Sistema Pitot-Estática básico

SISTEMA ESTÁTICO

A função do sistema estático é fornecer ao velocímetro, altímetro e variómetro, a pressão ambiente (do ar em repouso) existente à volta do avião. A fim de minimizar os erros, as entradas de ar que fornecem esta pressão, são localizadas em áreas de mínima perturbação do ar. Na maioria dos aviões subsónicos as tomadas estáticas estão localizadas em ambos os lados da fuselagem para que durante as voltas ou glissagens a pressão recebida seja a média da pressão de ambos os lados. Alguns aviões de alta velocidade têm as tomadas estáticas no tubo pitot. As entradas de ar podem ou não ser aquecidas, mas antes do voo, deve verificar-se sempre se estão desobstruídas. Em particular, deve ter-se cuidado depois do avião ter sido lavado ou limpo, certificando-se que não estão a obstruir as entradas, qualquer fita, resíduo ou água. Qualquer distorção da ordem das milésimas de polegada nas entradas ou áreas subjacentes poderá causar erros na medição da pressão.

Uma fonte auxiliar de pressão estática está instalada na maior parte dos aviões, para ser usada em emergência. Normalmente, esta fonte vai captar a pressão dentro da cabine (não é possível no caso de cabines pressurizadas). Não há fonte alternativa para pressões dinâmicas. Devido ao efeito de Venturi provocado pela corrente de ar que passa através das aberturas do avião, a pressão estática alternativa é mais baixa do que a pressão proveniente do tubo estática de Pitot. Este facto é importante e deve ser tomado em conta na leitura dos instrumentos, quando a origem (fonte) estática de emergência é usada. A fonte alternativa (ou de emergência) devera ser verificada em voo e, sempre que possível, antes de qualquer voo em condições \ I.F.R. Quando o selector da fonte estática está colocado na posição de "emergência", captando a pressão dentro da cabine, serão normalmente notadas as seguintes diferenças:

- O altímetro indicará mais que o normal (50 a 60 pés);
- A velocidade ar indicada será maior (até 30 MPH);
- O variómetro indicará momentaneamente uma subida e depois passará a normal.

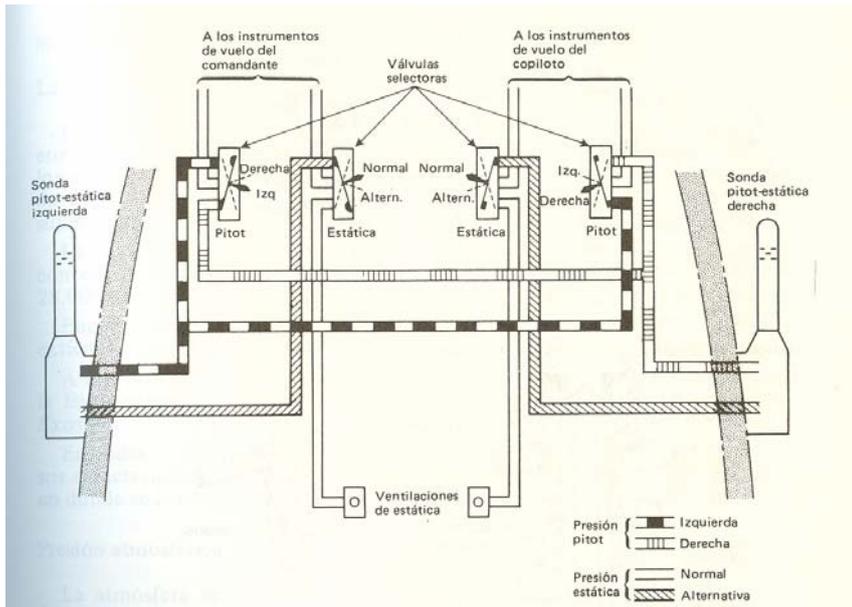


Fig.5- Sistema de pressões Pitot e Sistema de Pressões Pitot alternativo

CÁPSULAS PARA MEDIR PRESSÕES

As pressões são medidas recorrendo a cápsulas metálicas que se podem contrair e dilatar. Têm uma vasta aplicação em aeronáutica, não só nos instrumentos de controlo de voo bem como nos de controlo do motor, sistema de oxigénio, etc.

PRESSÃO ESTÁTICA

A pressão estática é medida por uma cápsula aneróide de Vidi ou barométrica que fica instalada dentro de uma caixa estanque a qual está ligada a sonda da pressão estática.

É constituída por dois discos metálicos ondulados e soldados de 1 a 2/10 de milímetro de espessura e com 40 a 60 mm de diâmetro. Tem a propriedade de apresentar deformações axiais sensivelmente proporcionais às variações de pressão.

PRESSÃO DINÂMICA

A pressão dinâmica (pressão total menos a pressão estática) é medida por um manómetro diferencial. A cápsula para medida, tem a capacidade de se deformar radialmente e é de construção semelhante à anterior. Fica colocada dentro de uma caixa estanque ligada à sonda da pressão estática. A pressão total enviada pelo tubo de pitot está ligada ao interior da cápsula. Assim, a deformação desta é dada em função da diferença das duas pressões.

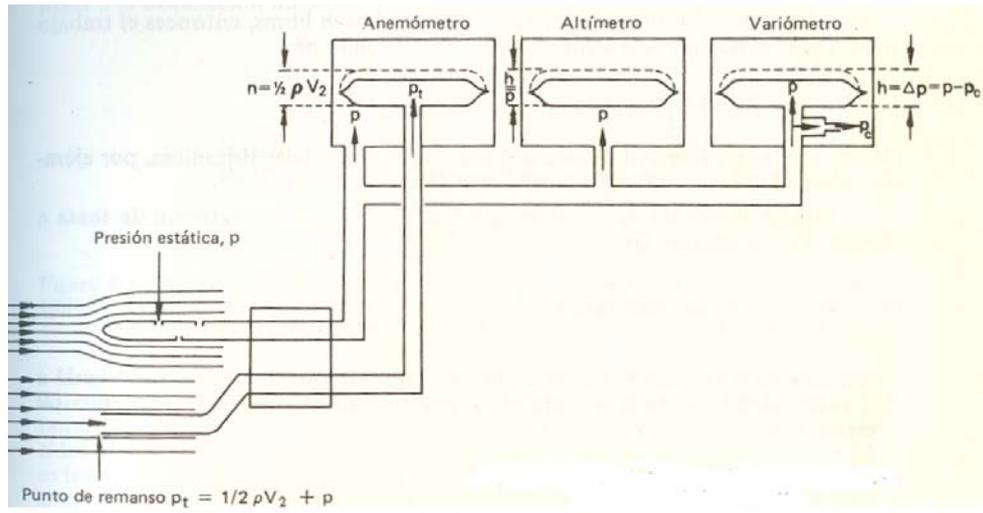


Fig.6- Detecção e transmissão das pressões estática e dinâmica

ALTÍMETRO

INTRODUÇÃO

As estatísticas aeronáuticas mostram numerosos acidentes de avião, que podem ser atribuídos unicamente, ao facto do piloto falhar o acerto conveniente do seu altímetro. Por razões de segurança é absolutamente necessário que cada piloto se familiarize com a apropriada utilização deste instrumento. Em voo, o altímetro é um dos mais importantes instrumentos do avião. Além de dar ao piloto uma indicação para a passagem sobre obstáculos, para fazer aproximações baixas e evitar outro tráfego, as suas indicações de altitude, quando combinadas com outros factores, originam um método de determinar as possibilidades do motor e a velocidade-ar verdadeira.

O problema da medida de altitude resolve-se devido a uma das características da atmosfera; a pressão atmosférica varia com a altitude. Sendo assim a altitude pode-se determinar pela medida da pressão ao nível de voo e convertendo tal pressão em altitude (expressa em pés), em relação a um determinado nível de pressão tomado por nível de referência.

Com efeito, na camada de ar que envolve a terra, a pressão diminui aproximadamente uma polegada de mercúrio por 1.000 pés de subida. A pressão atmosférica exprime-se geralmente em libras por polegada quadrada, milibares e polegadas de mercúrio. De todas estas unidades as mais vulgarmente utilizadas nos altímetros são: polegadas de mercúrio e milibares. Para lembrança aqui se expressam algumas equivalências, referidas a pressões standard ao nível do mar:

- 29,92 polegadas de mercúrio = 1.013,2 hectopascals (milibares) = 14,7 libras por polegada quadrada (p.s.i.) = 1 atmosfera.

Para base de funcionamento dos altímetros considerou-se uma atmosfera padrão (standard) com as seguintes características:

- Pressão de 29,92 polegadas de mercúrio ao nível do mar;
- 15°C de diminuição de temperatura por cada 1.000 pés de subida.

Como na atmosfera raramente existem condições padrão (standard) fica portanto o altímetro sujeito a erros, que trataremos adiante.

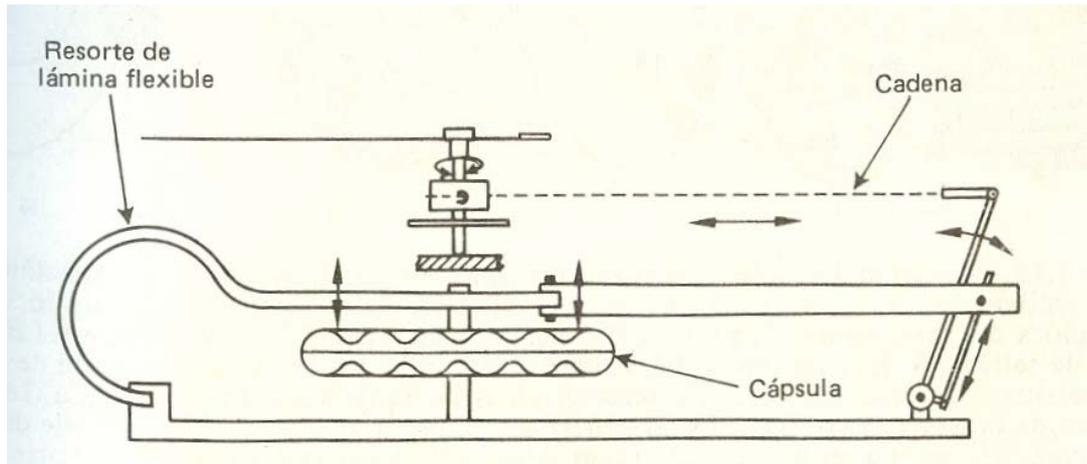


Fig.7- Barômetro aneróide

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO

O altímetro é um instrumento medidor de pressões e deve-se compará-lo a um barômetro aneróide, já que ele dá indicações de altitude por intermédio de medições de pressão. É evidente que se um barômetro aneróide for transportado para mais alto, será menor a camada de ar que se mantém por cima dele e a leitura barométrica será inferior. Quando um simples barômetro aneróide está calibrado em relação a altitudes, chama-se altímetro. Todos os altímetros são calibrados para a leitura de altitudes, segundo o princípio de equivalência das pressões com as altitudes na atmosfera-padrão (standard).

ERROS DO ALTÍMETRO

O estudo dos erros do altímetro é muito importante porque mostra bem as limitações do princípio da medida da altitude através da pressão.

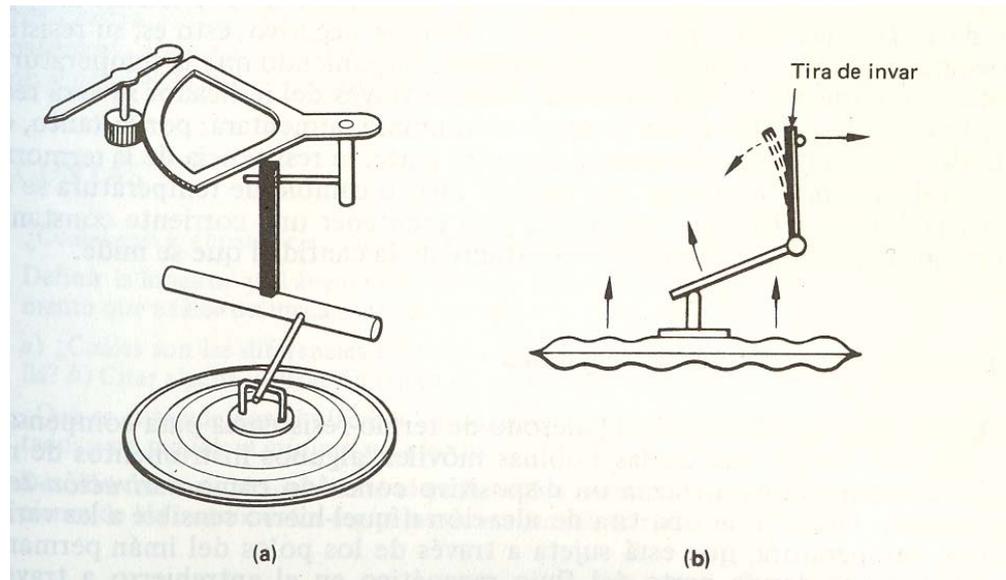


Fig.8- Utilização da lâmina bimetálica

Estes erros têm origem no instrumento em si e no circuito de pressão estática do avião, e podem ser devidos:

- Às tomadas estáticas e sua localização;
- Às cápsulas barométricas;
- Histerese;
- Temperatura;
- Às acelerações;
- À falta de lubrificação e envelhecimento;
- À falta de precisão (aumenta com a altitude);
- Aos defeitos de calibração e de estanquicidade.

Todos estes erros, podem ser mais ou menos corrigidos e compensados. De qualquer forma, subsistem sempre os erros instrumentais residuais, que no caso do altímetro podem ser facilmente avaliados; comparando o QFE dado pela torre com a pressão que é necessária afixar na janela de Kollsman para que o altímetro indique zero pés sobre a pista. Esta diferença não deve ser superior a +/- 3 hectopascals (milibares) e deve ser tida em conta nos acertos seguintes do altímetro.

OUTROS TIPOS DE ALTÍMETROS

ALTÍMETRO CODIFICADOR

É um altímetro clássico, mas que tem a possibilidade de fornecer ao transponder uma informação codificada da altitude de voo. Esta informação é útil para o controlo do espaço aéreo.

SERVO-ALTÍMETRO

Altímetro cujo princípio de funcionamento é o mesmo do altímetro clássico mas onde os sistemas mecânicos foram substituídos por sistemas eléctricos com as mesmas funções. O mostrador deste altímetro é, normalmente, apresentado por um ponteiro e por discos com dígitos. Tem o inconveniente do seu funcionamento depender do fornecimento da energia eléctrica. No caso desta falhar, as consequências poderiam ser graves por este instrumento, de grande importância, ficar fora de serviço.

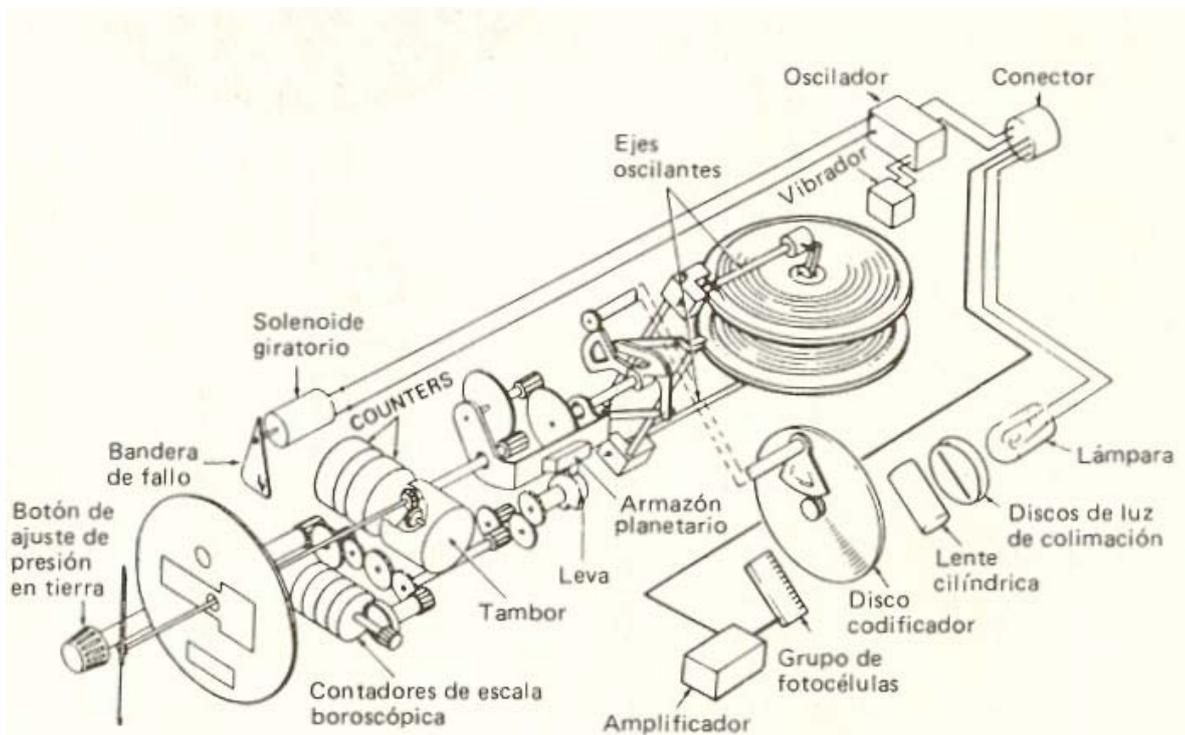


Fig.9- Altímetro codificador

ALTÍMETRO DE CABINE

Altímetro clássico utilizado nos aviões pressurizados para que o piloto e tripulação possam controlar o diferencial máximo entre a pressão da cabine e a pressão exterior. De construção em tudo idêntica ao altímetro clássico, só difere no facto da sua caixa estanque não estar ligada a tubagem da pressão estática, sendo a pressão admitida no seu interior, aquela que prevalece no interior de cabine.

CONCLUSÃO

O altímetro é basicamente um barómetro que mede pressões atmosféricas convertendo-as em pés de altitude. É um instrumento de grande importância em diferentes fases do voo, e que tem sido alvo de grandes melhoramentos para se tornar mais preciso, seguro e de leitura e interpretação mais fáceis.



Fig.10- Altímetro

VELOCÍMETRO

INTRODUÇÃO

O velocímetro é o instrumento que tem como função indicar ao piloto a velocidade da sua aeronave. Esta indicação é importante não só para o controlo da performance como também para a segurança e para a navegação.

A velocidade é normalmente indicada em nos (KT) podendo alguns velocímetros serem também graduados em quilómetros por hora (km/h) ou milhas terrestres por hora (MPH).

CONSTRUÇÃO BÁSICA

O velocímetro é um instrumento de construção relativamente simples e que é constituído essencialmente por uma caixa estanque à qual está ligado um tubo de pressão estática.

Tem dentro uma cápsula (ou bateria de cápsulas manométricas), que admite no seu interior a pressão total captada pelo tubo de pitot. Os movimentos de expansão ou dilatação da cápsula são amplificados e transformados em movimento de um ou vários ponteiros que se movem sobre um mostrador graduado, através de um sistema mecânico. Associado a este sistema mecânico existem sistemas de compensação para anular o efeito de fenómenos exteriores que possam influenciar a medida da velocidade, como por exemplo a temperatura ou as acelerações. Existem ainda vários parafusos de calibração.

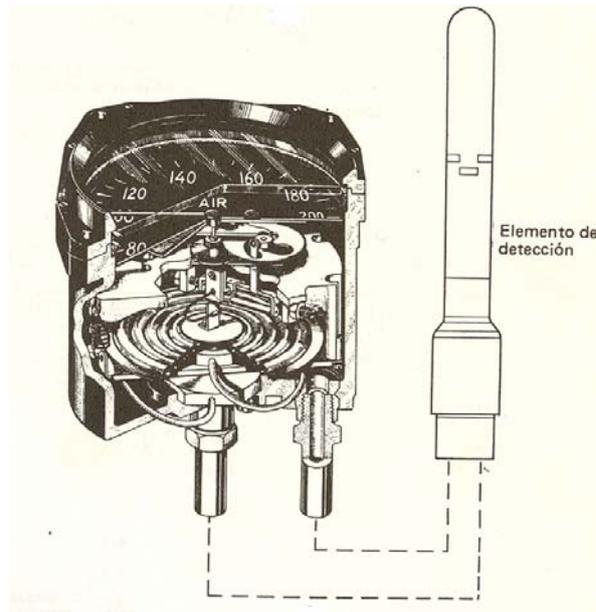


Fig.11- Velocímetro

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO

O velocímetro é um instrumento cujo funcionamento se baseia na transformação de um diferencial de pressões em indicação de uma velocidade. Quando um avião está parado no solo, a pressão total e a pressão estática são iguais, e assim, a velocidade indicada é igual a zero. Quando o avião está em movimento, a pressão total é superior a pressão estática, e a diferença entre estas duas pressões dá origem a indicação de uma velocidade. Esta velocidade indicada é a velocidade da aeronave em relação ao ar ou velocidade aerodinâmica.

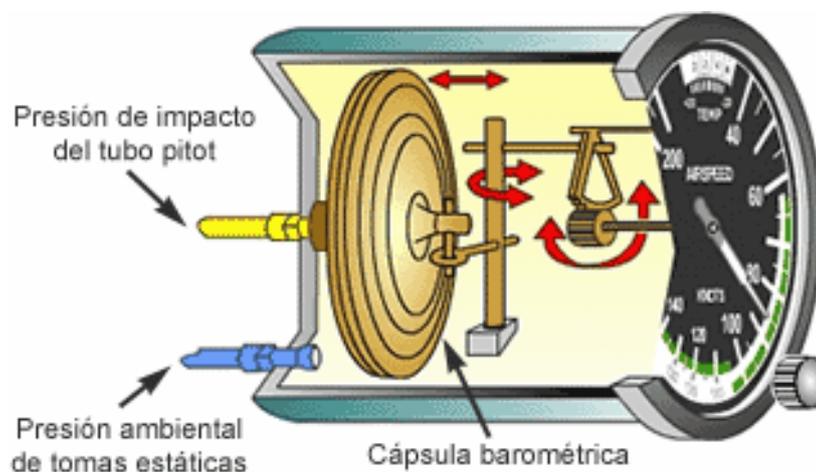


Fig.12- Funcionamento interno do indicador velocímetro.

CONCLUSÃO

O velocímetro é um instrumento que tem por finalidade indicar ao piloto a velocidade da sua aeronave em relação ao ar. Esta indicação é depois aproveitada conforme o interesse do piloto nas diferentes fases do voo. É um instrumento de construção relativamente simples e cujo princípio de funcionamento se baseia na interpretação de um diferencial de pressões. Existem erros que são de extrema importância conhecer para a correta utilização do velocímetro o erro de instalação, erro de densidade do ar, erro de compressibilidade e atraso aparente. Existem ainda erros residuais mesmo com um velocímetro perfeitamente calibrado. Há várias formas de apresentação da velocidade, normalmente associada ao N^o de Mach.



Fig.13- Indicador velocímetro

VARIÓMETRO

INTRODUÇÃO

O variómetro é o instrumento que tem como função dar ao piloto uma indicação da sua velocidade vertical ou razão de subida e descida. Este valor é utilizado em diferentes fases do voo. Este instrumento também é utilizado; para ajudar a manter uma atitude de profundidade constante quando não existir referências exteriores, pois indica quase imediatamente uma variação nessa atitude.



Fig.14- Variómetro (Indicador de Velocidade Vertical)

CONSTRUÇÃO BÁSICA

O variómetro é constituído por uma caixa estanque, ligada à tubagem da pressão estática por um orifício calibrado ou uma porcelana porosa.

Dentro da caixa há um diafragma, semelhante ao do velocímetro, ligado directamente á tubagem de pressão estática.

Um sistema de alavancas e engrenagens liga o diafragma a uma agulha indicadora, que gira sobre o

mostrador do instrumento.

O variômetro tem um mecanismo (automático) compensador das variações de temperatura (bilâminas) e densidade do ar. Existe no mostrador instrumental uma fenda, onde se pode introduzir uma chave, para acertar a zero a agulha do instrumento, quando no chão.

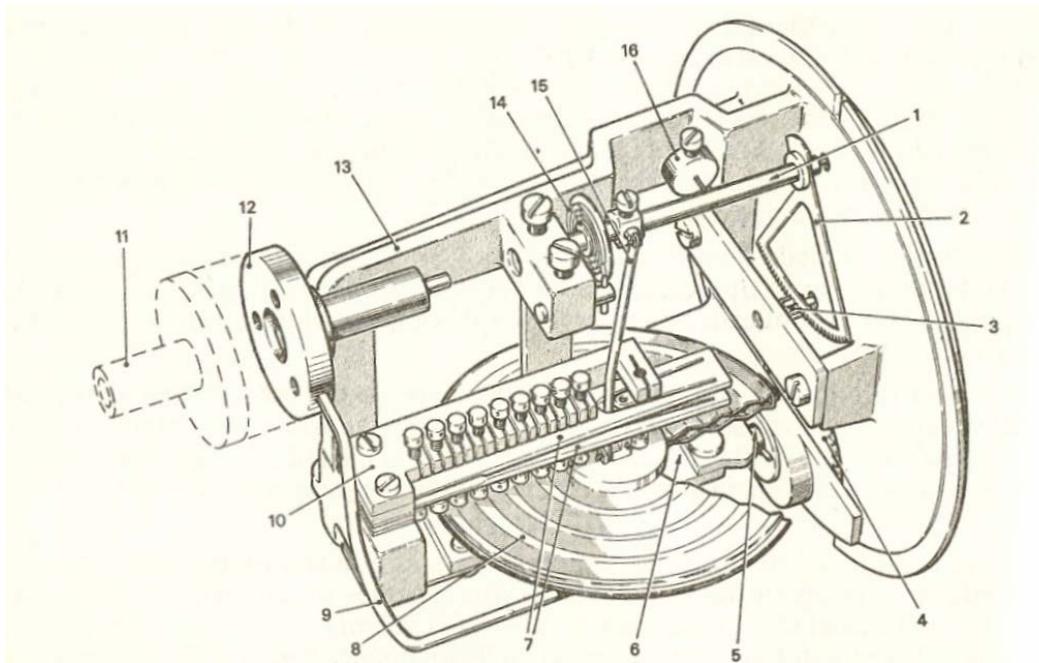


Fig.15- Variômetro (VVI)

1. Conjunto de eixo oscilante
2. Sector
3. Pinhão dentado,
4. Roda dentada,
5. Conjunto de eixo excêntrico,
6. Conjunto da placa da cápsula,
7. Molas de calibração,
8. Cápsula,
9. Tubo capilar,
10. Suporte de calibração,
11. Ligação de estática,
12. Unidade medidora,
13. Corpo do mecanismo,
14. Mola espiral,
15. Articulação,
16. Contrapeso.

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO

Não obstante o variômetro funcionar somente com a pressão estática, também é um instrumento diferencial de pressão. Esta diferença é estabelecida entre a pressão estática ambiente, dentro da cápsula, e a pressão estática que através do orifício calibrado se estabelece no interior da caixa estanque.

Quando o avião inicia uma subida, a pressão na cápsula diminui contraindo-a, obrigando a agulha a indicar uma subida. A tubagem de pressão estática para a caixa é calibrada de forma a manter uma determinada relação entre a pressão na cápsula e a pressão na caixa, indicando assim uma razão constante de subida. Quando o avião passa a linha de voo há uma demora de seis a nove segundos para, através do orifício calibrado, se igualar a pressão na caixa com a pressão na cápsula. Isto origina um atraso de seis a nove segundos nas indicações do instrumento. Quando o avião está a descer a pressão dentro da cápsula vai aumentando mais rapidamente que a pressão na caixa. De novo o tubo calibrado mantém uma razão constante entre estas pressões (na cápsula e na caixa) e o ponteiro indicara uma determinada razão de descida.

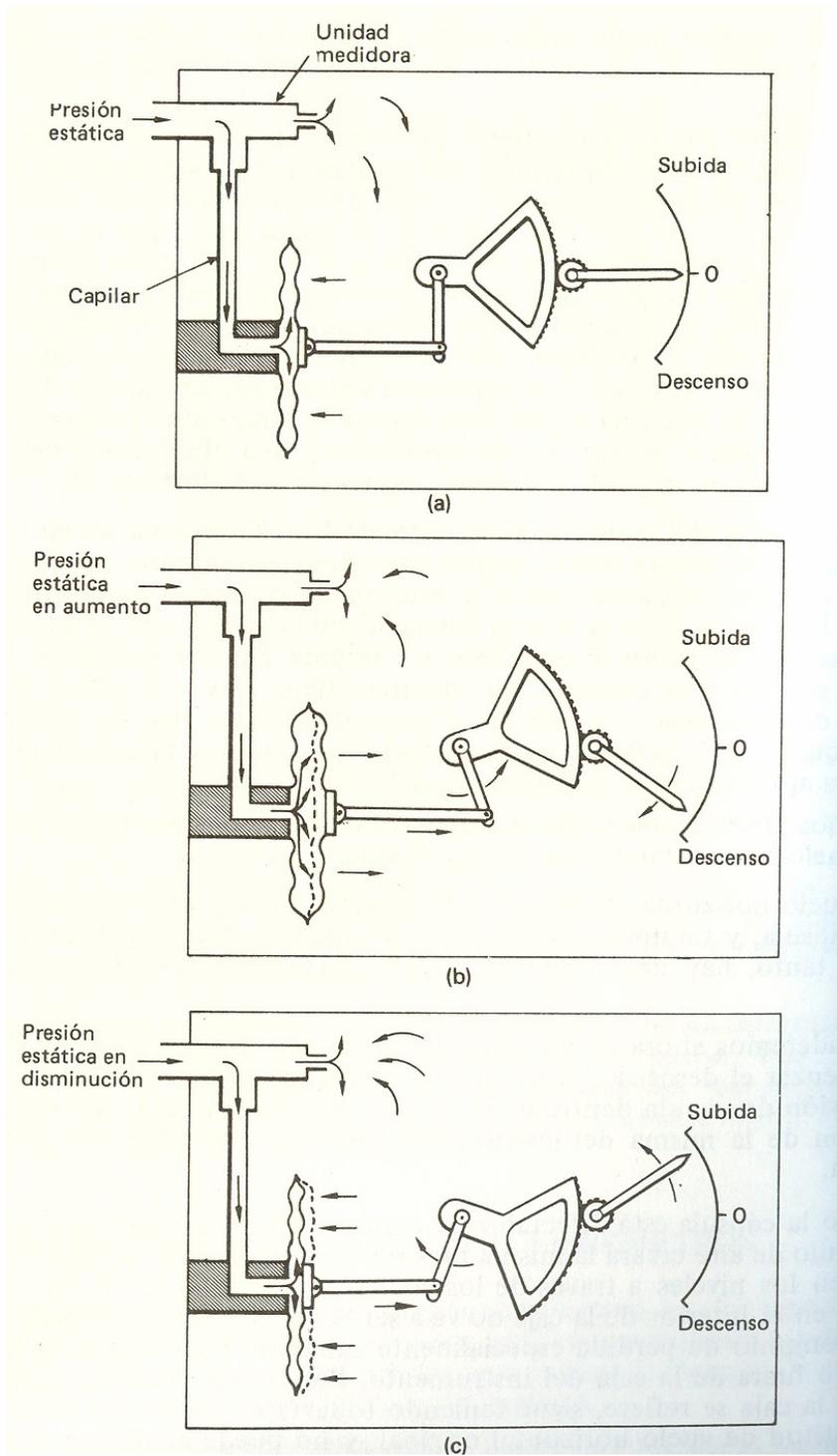


Fig.16- Principio do variómetro

OS GIROSCÓPIOS

INTRODUÇÃO

O voo por instrumentos, a navegação e o bombardeamento de precisão seriam impraticáveis se não fossem utilizadas as propriedades giroscópicas de uma roda (rotor) em movimento.

A palavra "giroscópio" provém do grego "gyro skopein" que significa "ver a rotação". Qualquer massa girante é um giroscópio e exhibe propriedades giroscópicas.

O voo por instrumentos pode dizer-se que "nasceu" quando Elmer Sperry inventou o indicador de volta (pau e bola), por volta de 1920.

Para dar uma ideia da importância do assunto que se vai versar, nomeiam-se a seguir, alguns dos instrumentos que utilizam no seu funcionamento as propriedades de um giroscópio:

- Indicador de volta
- Indicador de direcção
- Horizonte artificial
- "Slaved gyro"
- Piloto automático

Os giroscópios podem ser de diferentes tipos e tamanhos, dependendo do fim em vista. Alguns dos primeiros giroscópios foram os maiores até agora construídos. A Companhia Sperry fez a instalação de três giroscópios de 164 toneladas no paquete italiano "Conte de Savoia" para estabilizar o navio nas vagas do Oceano. Os rotores dos giroscópios dos instrumentos de voo pesam cerca de $\frac{3}{4}$ de libra (340 grs).

Para melhor se poderem interpretar as indicações dos instrumentos giroscópios e compensar os seus erros, todos os pilotos devem ter um conhecimento básico dos princípios dos giroscópios.

PRINCÍPIOS BÁSICOS DE CONSTRUÇÃO

Qualquer roda em movimento exibirá propriedades giroscópicas. Contudo, quando esta roda (rotor) é montada por tal forma que se possam aproveitar essas propriedades, é chamada um "giroscópio", as duas principais características do rotor de um giroscópio são:

- Grande peso em relação ao tamanho (ou elevada densidade);
- Alta velocidade de rotação (com pequeno atrito nos apoios).

MONTAGENS DE UM GIROSCÓPIO

Os eixos dos rotores dos giroscópios estão apoiados em anéis circulares ou rectangulares ou como acontece no horizonte artificial na própria câmara interior.

O tipo de montagem depende da propriedade que se pretende utilizar. Assim, existem três tipos de montagens possíveis:

- Com um grau de liberdade, quando o rotor só pode girar em torno do eixo XX' . Esta montagem não tem aplicação prática.
- Com dois graus de liberdade, também chamada montagem restrita ou semi-rígida em que um dos planos de liberdade é fixo em relação à base, podendo o rotor movimentar-se em torno dos eixos XX' e YY' . Tem de ser utilizada esta montagem quando se utiliza a propriedade giroscópica da precessão. "
- Com três graus de liberdade, também chamada montagem universal ou livre, em que o rotor se pode movimentar em qualquer direcção em torno do seu centro de gravidade ou seja, em torno dos eixos XX' , YY' e ZZ' com esta montagem, aplica-se a propriedade giroscópica da rigidez no espaço.

PROPRIEDADES FUNDAMENTAIS E FACTORES QUE OS AFECTAM.

Todas as aplicações práticas dos giroscópios são baseadas nas duas propriedades fundamentais: rigidez no espaço e precessão.

RIGIDEZ NO ESPAÇO.

A **1ª LEI DE NEWTON** do movimento diz:

“Um corpo manterá. O seu estado de repouso ou movimento a não ser que qualquer força exterior modifique esse estado”.

- Em vista disto, um rotor dum giroscópio permanecerá em qualquer posição que seja colocado, independentemente do movimento da base. Contudo, sendo impossível obter apoios sem atrito, incidirá sobre o rotor algum efeito defectivo.
- Se o rotor estiver em movimento, a rigidez aumentará por forma a que a força deflectiva dos apoios se tornará mínima, e o rotor permanecerá no plano original de rotação, independentemente do movimento da base, numa montagem universal em virtude de cada partícula de matéria tender a continuar o movimento seguindo o seu original caminho recto.

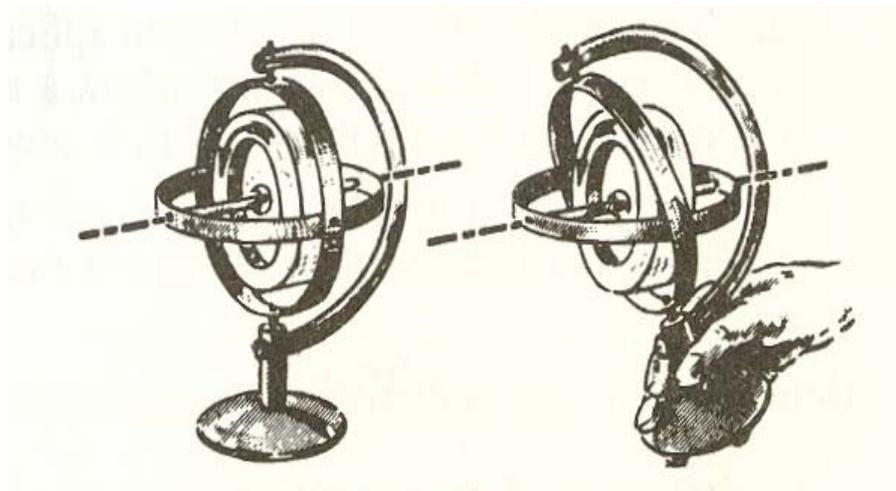


Fig.17- Rigidez no espaço

A **2ª LEI DE NEWTON** do movimento dá-nos os factores que determinam a quantidade de rigidez de um rotor em movimento:

“A deflexão de um corpo em movimento é proporcional à força deflectiva aplicada e inversamente proporcional ao seu peso e velocidade”.

- Para obter a maior rigidez possível no rotor, é preciso que este apresente grande peso em relação ao seu tamanho (grande densidade) e grande velocidade de rotação; e ainda - para reduzir ao mínimo o valor da

força deflectiva - que o atrito sobre os apoios do seu eixo seja o menor possível.

- Os principais instrumentos de voo que utilizam, como princípio de funcionamento, a propriedade giroscópica da rigidez no espaço são o horizonte artificial e o indicador giroscópio de direcção. Por isso, os seus rotores têm de possuir montagem livre ou universal.
- A razão mais vulgar da deflexão em qualquer giroscópio é o atrito nos eixos e apoios e a falta do necessário equilíbrio de massas do rotor.
- A necessidade destas duas características de fabrico (grande densidade e rotação a altas velocidades) pode-se realçar, pensando que - sob influência de igual força deflectiva - um corpo pesado que se mova rapidamente não será tão deflectivo do seu caminho como outro mais leve e de menor velocidade.
- O valor da rigidez depende também e varia com a distribuição da massa girante em relação ao eixo de rotação.

PRECESSÃO

PRECESSÃO REAL

Precessão é a acção resultante ou deflexão duma roda em movimento quando se aplica uma força deflectiva no seu aro, em voo, a força G.

- Quando uma força deflectiva se aplica no bordo ou aro duma roda em movimento, a força resultante esta avançada 90º em relação ao sentido de rotação e no mesmo sentido da força aplicada.
- A facilidade com que a roda precessará é inversamente proporcional à velocidade do rotor, e directamente proporcional a força deflectiva.
- A força com que a roda precessará tem a mesma intensidade que a da força deflectiva aplicada (evidentemente menos as forças de atrito nos apoios do anel circular). Contudo, se se aplica uma força deflectiva demasiado intensa para o valor da rigidez da roda, esta, precessará e ao mesmo tempo tomba.
- A precessão pode resultar do atrito nos apoios, do desequilíbrio giroscópio, etc.
- Uma roda de bicicleta pode-se usar para fazer uma demonstração já notável da rigidez no espaço e da precessão, em conjunto. Se a roda esta parada não se manterá direita (vertical) se um dos terminais do seu eixo se colocar na palma da mão. Contudo, se a roda está a girar e um dos terminais do seu eixo se colocar sobre a ponta dum dedo (ficando a roda com o seu plano vertical), a rigidez no espaço mantê-la-á vertical e apenas apoiada com um terminal do seu eixo sobre a ponta do dedo, e, em virtude da força

resultante da maneira como se está a fazer tal apoio, haverá precessão à volta da pessoa que faz a experiência. Evidentemente que o sentido da precessão dependerá do sentido em que está girando a roda.

PRECESSÃO APARENTE

Por vezes um giroscópio pode parecer ter precessado ainda que a sua posição no espaço tenha permanecido invariável. Esta precessão aparente é o resultado da mudança de posição do giroscópio em relação a superfície da terra, quer transportando-o através da superfície da terra quer por rotação desta por baixo do giroscópio. O eixo de rotação do giroscópio mantém a sua orientação no espaço. A figura mostra como o movimento do giroscópio à volta da Terra causa a precessão aparente. Quando se observa o giroscópio às 12 horas o eixo de rotação está alinhado com a superfície terrestre (paralelo). Observando o mesmo giroscópio às 18 horas o eixo está alinhado verticalmente. Por outro lado, a influência da rotação da Terra faz-se sentir quando o eixo do giroscópio não está paralelo ao eixo de rotação da Terra. Para um observador terrestre, o eixo do giroscópio está animado de um movimento que lhe faz descrever em 2h horas um cone cujo eixo (deste cone) é paralelo ao eixo de rotação da terra. Se W for a rotação da terra ($15^\circ/\text{hora}$) e La a latitude do lugar, a deriva de um giroscópio horizontal é igual a $W \times \text{sen } La$ (nula no equador) e a deriva de um giroscópio vertical é igual a $W \times \text{cos } La$ (nula nos pólos).

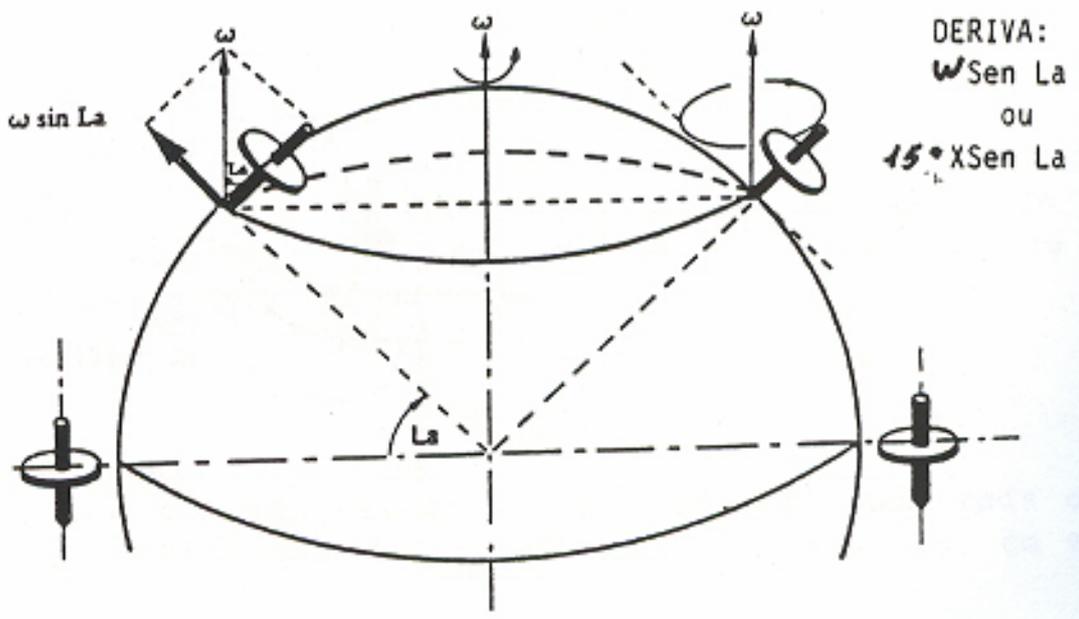


Fig.18- Precessão aparente

HORIZONTE ARTIFICIAL

INTRODUÇÃO

Sabemos que não nos podemos guiar pelos sentidos vestibular ou postural para obter informações de confiança. Vimos também que o "pau e bola" eliminam a confusão de sensações e é um instrumento de inteira confiança. Contudo, tal instrumento não dá indicações do número de graus de pranchamento, indicando apenas a razão da volta e sua coordenação.

Além disso, o indicador de volta ("pau") oscila bastante, quando se voa em ar agitado, tornando-se por isso difícil utilizá-lo com precisão para o voo de instrumentos. O horizonte artificial, com o seu avião em miniatura e a barra representativa do horizonte, é o único instrumento que nos desenha em cada momento a atitude (tanto em profundidade como em pranchamento) do avião. Essa atitude é-nos dada pela barra do horizonte, que esta ligada a um giroscópio para que permaneça paralela ao horizonte real, estabelecendo um plano de referência horizontal dentro do avião. Uma vantagem do horizonte artificial é dar-nos indicações instantâneas das mais pequenas mudanças de atitude.

Não tem avanço nem atraso nas indicações e é de muita confiança, se convenientemente mantido. Neste capítulo estuda-se a construção mecânica e a teoria de funcionamento do horizonte artificial, os seus erros e utilização prática em voo.

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO

O princípio da rigidez no espaço de um giroscópio é utilizado para estabelecer um plano de referência dentro do avião. O princípio da precessão é utilizado (pelo mecanismo de erecção) para manter a posição vertical do eixo.

Quando o eixo do rotor é desviado da vertical, o mecanismo automático de erecção cria uma força que se vai exercer sobre a câmara do rotor, resultando daí uma precessão do giroscópio que faz voltar o seu eixo a posição vertical.

SISTEMA DE VÁCUO

Uma corrente de ar através do instrumento faz girar o rotor e funcionar o mecanismo automático de erecção.

- O ar entra pela parte de trás do instrumento através de um filtro protector e passa pelo apoio do anel interior, que é furado, para dentro do instrumento. Dai o ar passa para a câmara do rotor, através do outro apoio furado. Dois "bicos" ou "agulhetas" montadas dentro da caixa do rotor, lançam a corrente de ar sobre as conchas da periferia do rotor, obrigando-a a mover-se no sentido contrário ao movimento dos ponteiros dum relógio (olhando de cima), e aproximadamente à velocidade de 15.000 rotações por minuto. Depois de fazer girar o rotor, o ar passa através de uns orifícios para a parte inferior da caixa do rotor e escoar-se através do mecanismo de erecção, por quatro saídas existentes na caixa do instrumento, completando o ciclo. A sucção desejada é 4 poleg.Hg; as ordens técnicas estabelecem os limites mínimos de 3,75 poleg.Hg e máximo de 4,25 poleg.Hg para o ajustamento da válvula de segurança de vácuo no sistema de sucção, para este instrumento.
- O mecanismo automático de erecção é constituído pela parte inferior da câmara do rotor, com as suas quatro fendas ou saídas. Movendo-se livremente a actuando aos pares, cada uma das válvulas pendulares cobre metade da uma saída. Quando o eixo do rotor é desviado da vertical, as válvulas pendulares mantêm-se verticais. Este facto dá origem a que uma saída fique descoberta e a oposta fechada pelas respectivas válvulas. Como resultado, o escoamento do ar por uma saída será vedado, enquanto que pela oposta se fará em grande quantidade. Deste escoamento desigual de ar resulta uma força (efeito "rocket" ou foguete) que se vai exercer na parte inferior da caixa do rotor, fazendo com que o giroscópio precesse e o seu eixo volta à posição vertical a uma razão da 8° por minuto.

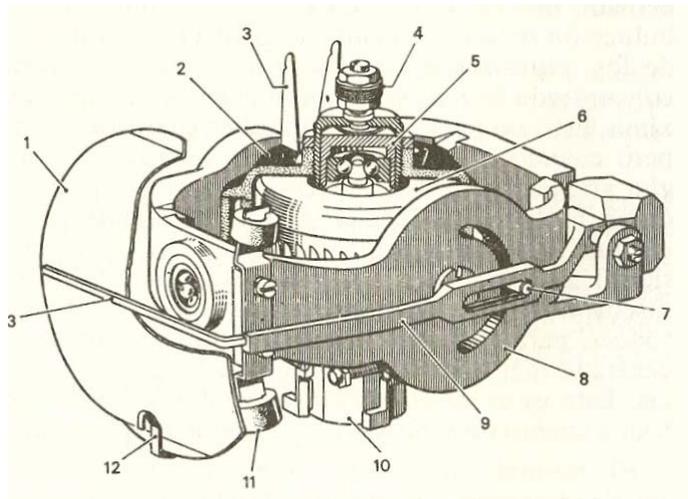


Fig.19- Horizonte giroscópico accionado por vácuo

SISTEMA ELÉCTRICO (REMOTE GYRO INDICATOR)

As limitações e muitos dos erros dos instrumentos originais por sucção foram eliminados ou reduzidos com o desenvolvimento dos instrumentos eléctricos. A apresentação melhorada das indicações da profundidade e pranchamento em todas as atitudes de voo fornece ao piloto meios mais precisos de controlo do avião durante o voo por instrumentos. Os primeiros indicadores de atitude eléctricos eram semelhantes aos indicadores por sucção, pois ambos continham um giroscópio dentro da caixa do instrumento. O uso da corrente eléctrica eliminou muitos dos erros dos indicadores de atitude por sucção, mas alguns ainda se mantinham. Estes erros foram reduzidos, separando o gyro do indicador de cockpit.

O conceito de remote gyro foi melhorado adicionando um segundo giroscópio que fornecia indicações de atitude contínuas, em qualquer manobra.

A redução dos erros de volta e aceleração foi possível através de giroscópios rate switching e acelerómetros longitudinais para interromper (reduzir) a erecção durante períodos em que o avião está sujeito a vectores de falsa gravidade. Estes sistemas dão uma informação de atitude muito (precisa) exacta. O mecanismo de erecção pode ser eléctrico ou mecânico neste tipo de horizonte artificial.

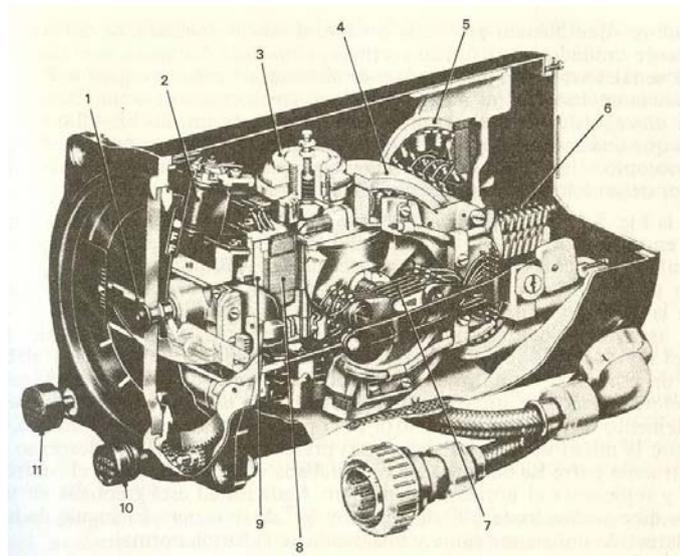


Fig.20- Indicador de horizonte artificial

INDICADOR DE ATITUDE (INDICADOR DE POSIÇÃO)

Existe outro instrumento, concebido e construído pela Sperry, que dá as mesmas indicações que o Horizonte Artificial, quer dizer, inclinações em torno dos eixos longitudinal e transversal do avião, mas cujo aspecto exterior não permite que se chame Horizonte Artificial.

Os seus fabricantes chamam-lhe Atitude Gyro Indicador; nós poderíamos chamar-lhe Inclínometro Transversal-Longitudinal, atendendo à sua missão.

Tem a particularidade, e a vantagem sobre o Horizonte Artificial, porque as suas indicações não têm limite de inclinação; quer dizer, que as acusa em redor dos 360 graus, pelo que dá a ideia exacta da posição do avião em qualquer momento do voo seja este normal ou acrobático, e daí o seu nome original.

Pelo que foi dito conclui-se que é um acessório indispensável em aviões de acrobacia, caça, reconhecimento e do um modo geral naqueles cujas missões lhes exijam grandes inclinações por grandes espaços de tempo. Em linhas gerais consta do um giroscópio com três graus de liberdade, provido do um sistema recuperador que obriga o eixo do giroscópio a permanecer orientado para o centro da terra. Unida ao apoio do giroscópio e envolvendo-a apresenta uma esfera, dividida em duas metades pintadas uma de claro e outra de escuro. Sobre estes dois hemisférios assinalam-se uma série de paralelos contrastando com o fundo, espaçados de 30 graus em 30 graus, e entre eles marcam-se arcos correspondentes a 10 graus.

Os pólos da esfera assinalam-se com círculos de cor contrastando com o respectivo hemisfério.

Por fim um meridiano assinala a bissecção da esfera. Esta é visível para o piloto através do um visor circular da caixa do instrumento a qual leva uma indicação de referência que podemos comparar com a silhueta do avião no Horizonte Artificial. Finalmente, tem as indicações de inclinação transversal assinaladas a cada 30 graus análogas às do Horizonte.

A interpretação das indicações do instrumento é fácil mas o mais importante é fixar que só está vendo uma esfera estabilizada no espaço e que qualquer que seja a situação do avião, o seu eixo longitudinal passa pelo centro da esfera, por isso, a visão será distinta segundo os ângulos de inclinação do nosso aparelho.

Note-se que no Horizonte Artificial é a barra indicadora que tem o movimento aparente, aqui é fixa (igual à silhueta do mesmo instrumento) e o movimento aparente é o da esfera.

Para efeitos de descrição do instrumento podemos considera-lo dividido em quatro subconjuntos:

- Giroscópio, apoios e esfera indicadora.
- Sistema recuperador ou endireitador com o seu suporte de suspensão Universal.

- Carcaça do instrumento.
- Sistema eléctrico.



Fig.21- Indicador de atitude

Este instrumento está sujeito aos mesmos erros que o horizonte artificial e o que então foi dito a este respeito aplica-se novamente para este giroscópio.

INDICADOR GIROSCÓPICO DE DIRECÇÃO (HORIZ. SIT. INDICATOR)

INTRODUÇÃO

O Indicador Giroscópio de Direcção (gyro) é, fundamentalmente, um instrumento destinado a facilitar a utilização da bússola magnética. Os pilotos mais inexperientes podem verificar as dificuldades que se encontram, no voo instrumental, quando se depende somente da bússola magnética. São numerosos os erros na bússola magnética tanto ao voar a direito como em voltas para determinados rumos, principalmente com ar turbulento. O indicador giroscópio de direcção, porém, não é afectado de qualquer modo pela força centrífuga das voltas, pelo ar agitado, por perturbações magnéticas, ou pela orientação do avião (dentro dos limites do instrumento).

As referencias do limbo do indicador de direcção substituem os objectos do horizonte que se usam como referencias no voo em contacto e tornam presentemente o voo instrumental mais preciso que o voo em contacto. Dado que as indicações fornecidas pela bússola magnética são muito necessárias à navegação, mas erráticas e difíceis de observar, apenas podem ser lidas e mantidas nos voos horizontais em frente. O gyro que tem um mostrador idêntico ao da bússola, não se destina a fornecer ao piloto os rumos magnéticos, mas sim ajudar a manter um rumo previamente afixado naquele mostrador, vencendo as características indesejáveis da bússola magnética.



Fig.22- Indicador de situação horizontal

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO

O funcionamento do instrumento depende do princípio da rigidez no espaço dum giroscópio com montagem universal.

O rotor deste giroscópio gira num plano vertical. Fixo em ângulo recto ao anel vertical do giroscópio, existe um limbo graduado circular que indica o rumo ajustado pelo piloto. Como o rotor se mantém rígido, o limbo mantém a mesma posição no espaço em relação ao plano vertical. Uma caixa exterior desloca-se em relação à posição fixa do limbo circular graduado.

ERROS DO INSTRUMENTO

Os giroscópios não mantêm a exacta posição do seu plano de rotação; devido a vários factores, desviam-se do plano original. No caso do indicador giroscópio de direcção, este desvio faz com que o limbo se desvie também, dando leituras diferentes da primitiva e constituindo o seu único erro. O erro permitido é de 3º em cada 15 minutos, e é devido a duas causas principais:

PRECESSÃO

Pode ser originada por atrito ou por condições de desequilíbrio no giroscópio.

Os apoios e rolamentos aplicados nos instrumentos giroscópios são o mais perfeito possível, mas ainda assim produzem fricção ou atrito. Quando os anéis circulares se movem durante o voo, o atrito dos apoios origina uma força suficientemente grande para fazer precessar o rotor.

O valor do atrito aumenta se os apoios estão gastos, sujos, ou não estão devidamente lubrificados. Outra importante fonte de erros é o desequilíbrio dos anéis circulares. Se o conjunto giroscópio não estiver equilibrado, aparece aplicada ao rotor uma força que o fará precessar.

ERRO APARENTE DEVIDO À ROTAÇÃO DA TERRA.

Esta causa é normalmente desprezível comparada com a precessão devida à fricção ou ao desequilíbrio, que pode afectar o conjunto giroscópio. A razão deste erro aparente deve-se ao facto do giroscópio ter rigidez no espaço e ser usado como referência em relação à superfície da terra.

O efeito da rotação da terra sobre um giroscópio de montagem universal provoca um desvio cuja grandeza depende do lugar sobre a terra. O erro aparente devido à rotação da terra é tal que, se um piloto mantiver um rumo pelo indicador de direcção no hemisfério Norte, fará com que o seu avião esteja rodando para a direita. No equador o efeito não se produz e no hemisfério Sul verifica-se para o lado contrário (esquerdo).

A grandeza do erro depende da distância ao Equador. É máximo e de sentidos contrários nos pólos e nulo no equador, independentemente do posicionamento do avião. Também se nota o aumento deste erro aparente à medida que se faz a aproximação para qualquer um dos pólos. Sempre que o avião voe aproximadamente à mesma latitude, deixa de ser um problema a considerar. Contudo, se o voo se verifica entre lugares com grandes diferenças de latitude e particularmente se cruza o equador o erro tornar-se-á apreciável.

Se o instrumento estiver corrigido para o hemisfério Norte, e for utilizado no hemisfério Sul, o erro e a correcção efectuada terão o mesmo sentido e provocarão um desvio apreciável. Para compensar os desvios devidos à precessão ou ao erro aparente da rotação da Terra existe no anel horizontal uma porca especial (porca de ajustamento de precessão). Esta porca desequilibra o anel horizontal e origina uma precessão equivalente que compensa esses desvios. Evidentemente que esta compensação não pode ser perfeita para todos os casos. Por isso admite-se como erro máximo permissível o valor do desvio de 3° em cada 15 minutos de voo horizontal em frente.

Da má utilização da bússola magnética resulta frequentemente um erro aparente para o indicador giroscópio de direcção.

INDICADOR DE VOLTA E COORDENAÇÃO (PAU E BOLA)

INTRODUÇÃO

Já sabemos que se perdermos referências em relação a objectos estacionários, não podemos determinar - no espaço - se estamos a voltar ou não. E se estivermos a voltar não sabemos em que sentido voltamos. Torna-se portanto necessário haver um instrumento que nos informe quando estamos a voltar e em que sentido.

É esta a finalidade do Indicador de Volta e Coordenação. O indicador de volta foi um dos primeiros instrumentos modernos a ser usado para controlar um avião sem referências visuais com o solo ou o horizonte. É uma combinação de dois instrumentos: a bola de coordenação e o ponteiro de volta ("pau" ou indicador de volta).

A bola é actuada pelas forças físicas naturais, enquanto que o funcionamento do ponteiro de volta depende do princípio de precessão de um giroscópio. Este giroscópio do ponteiro indicador de volta pode ser movimentado por vácuo ou electricamente.

Se o ponteiro indicador for movido electricamente, o rotor do giroscópio será o órgão rotativo (armadura) de um motor eléctrico. Na maioria dos motores eléctricos, o órgão rotativo gira dentro da parte fixa ou campo. Contudo, quando um motor eléctrico for usado como um giroscópio, o órgão rotativo gira em torno do campo, para se obter maior velocidade no bordo do rotor.

A razão de se utilizar um motor tipo corrente continua no indicador de volta accionado electricamente, é para aumentar as probabilidades de segurança de funcionamento. Independentemente do tipo de accionamento utilizado pelo ponteiro indicador de volta, o princípio básico de funcionamento é o mesmo. Se o piloto compreender tal princípio pode aplicá-lo a qualquer indicador de volta, seja qual for o seu desenho ou tipo de accionamento.

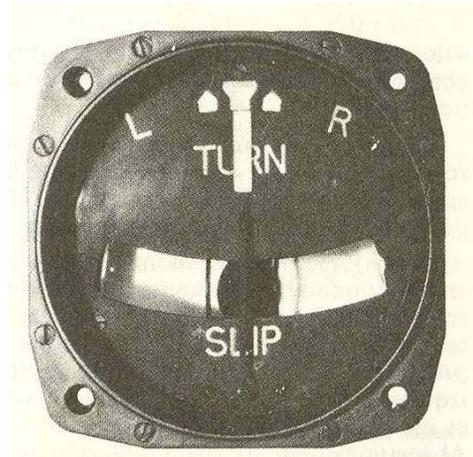


Fig.23- Indicador pau e bola (Turn and Bank)

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO

As forças que actuam a bola num voo horizontal em frente, são:

- Gravidade, que se exerce na direcção do centro da terra;
- Força exercida pelo fundo do tubo (resistência). Esta força é sempre, perpendicular à tangente no ponto de contacto e exerce-se para o centro da bola.

As forças que actuam a bola numa volta coordenada são:

- Gravidade, que se exerce na direcção do centro da terra;
- Força de resistência, que se mantém perpendicular à tangente no ponto de contacto;
- Força centrífuga, que actua no plano horizontal e para fora do centro da volta.

A bola adquire uma posição entre as marcas de referência quando o avião estiver numa volta coordenada ou voando num rumo constante com as asas niveladas, em que a resultante de todas estas forças for zero; isto é, quando a gravidade ou a resultante da força centrífuga e da gravidade é perpendicular ao fundo do tubo, sendo directamente oposta à força exercida por este. Contudo, quando o avião está incorrectamente pranchado para uma dada volta (ou com qualquer pranchamento ao manter um dado rumo), a força resultante que actua na bola não será perpendicular ao fundo do tubo no seu ponto central, havendo então

um desequilíbrio entre as forças que actuam a bola. Neste caso, a bola desloca-se para fora do centro do tubo, caindo para o ponto mais baixo, ou melhor dizendo, para o ponto onde a força resultante que actua na bola é perpendicular ao tubo.

- Uma volta a derrapar é devida a fazer-se com pranchamento insuficiente para uma dada razão de volta. Esta condição é definida pela bola que se desloca para o lado de fora da volta, por ser demasiada a força centrífuga para o ângulo de pranchamento estabelecido. Para corrigir (coordenar) a volta é necessário aumentar o pranchamento, (diminuindo a pressão no pedal do lado de dentro da volta) ou combinar ambas as acções.
- Uma volta a glissar é devida a fazer-se uma volta com pranchamento exagerado para uma dada razão de volta. Esta condição é definida pela bola que se desloca para o lado de dentro da volta, por ser insuficiente a força centrífuga para o ângulo de pranchamento estabelecido. Para corrigir (coordenar) a volta é necessário diminuir o pranchamento, aumentar a razão de volta ou combinar ambas as acções.
- Se o avião está a manter o rumo e a bola esta fora da posição central, é porque está a derrapar no sentido correspondente à posição descentrada da bola.

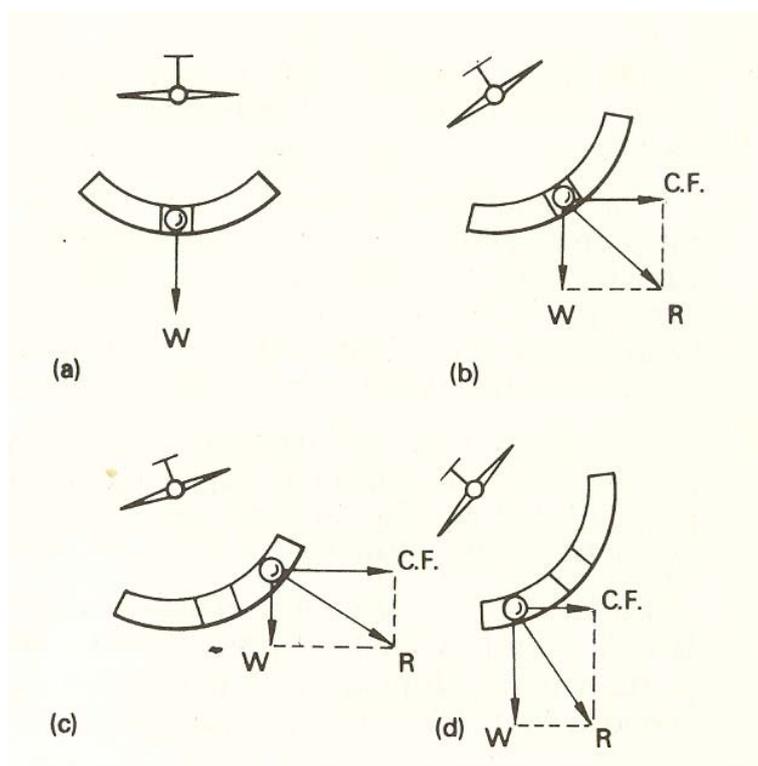


Fig.24- Princípio de funcionamento da Bola

A finalidade da bola de coordenação é indicar ao piloto a qualidade da volta que está a executar, dando-lhe a entender se leva o correcto valor de pranchamento para uma dada razão de volta.

INDICADOR DE VOLTA ("PAU")

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO

O indicador de volta utiliza o princípio da precessão dum giroscópio com montagem semi-rígida (restrita).

O rotor gira para cima e para a frente, em relação ao piloto, em torno do seu eixo longitudinal, quando uma força ou torque é aplicada em relação ao eixo vertical. Estão instalados apoios para limitar a precessão do giro a 45° em qualquer sentido a partir da vertical. Devido ao sentido de rotação do rotor, o conjunto giroscópio precessa em direcção oposta aquela em que o avião está voltando. Isto é conveniente para evitar que o eixo de rotação do rotor atinja a verticalidade. O mecanismo de inversão fará com que a agulha indique o sentido para o qual o avião está a voltar, dando ao piloto uma indicação fácil de interpretar sobre a atitude do avião. A sucção necessária para o bom funcionamento do indicador de volta é de 1,9 polegadas Hg, e deverá estar sempre entre os limites 1,8 e 2,05 polegadas Hg. Contudo o instrumento está construído para trabalhar com valores de sucção entre 1,8 e 2,1 polegadas Hg. Se o valor de sucção baixar, a velocidade do rotor diminuirá também e por consequência perde rigidez e precessa mais para a mesma força deflectora. Contudo, a uma dada razão de volta, a força deflectora será menor e portanto a força de precessão será também menor. Uma vez que o ponteiro mede a força de precessão, dará uma indicação de razão de volta menor do que a que daria se a velocidade do rotor estivesse dentro dos limites.

Inversamente, a indicação do ponteiro será maior que a normal quando aumentar o valor da sucção para além do limite máximo.

Como atrás se disse, o indicador de volta dá-nos a razão (número de graus por segundo) à qual um avião está voltando. Uma volta de 3 graus por segundo, diz-se volta à razão "standard" ou somente volta standard.

Normalmente o indicador de volta está calibrado por forma tal que, quando o avião está em volta "standard" o ponteiro está deflectido para o lado da volta numa quantidade igual a uma "largura de agulha" (bordo esquerdo da agulha no prolongamento do bordo direito da referencia ou vice-versa). Este tipo de indicador de volta também é conhecido por indicador de volta tipo dois minutos ou indicador de volta standard, por serem necessários dois minutos para voltar 360 graus, e é usado na maioria dos aviões convencionais. Contudo, em muitos aviões de caça e nos de jacto está instalado outro tipo de indicador de volta: o indicador de volta tipo quatro minutos, obtendo-se por conseguinte a razão de volta de 1,5 graus por segundo quando a agulha está deflectida de uma largura de agulha.

Nestas particulares condições são necessários 4 minutos para, fazer uma volta de 360 graus e para se voltar à razão standard de 3° por segundo será necessário obter uma indicação correspondente a uma dupla largura de agulha.

A necessidade de instalação deste tipo de indicador de volta em aviões de caça ou outros aviões rápidos deve-se ao facto de, nestes aviões, ser necessário pranchar exageradamente o avião para fazer uma volta standard de 3° por segundo. Assim o piloto poderá fazer uma volta a grau e meio por segundo (com uma largura de agulha) sem entrar num excessivo pranchamento.

Deve recordar-se que a posição do ponteiro indicador de volta nunca é influenciada pela posição da bola ou pela coordenação de voo. Se o indicador de volta standard está correctamente calibrado e é do tipo 2 minutos, quando o ponteiro apresenta a deflexão de uma "largura" o avião está a voltar à razão de 3 graus por segundo, independentemente da posição da bola.

O ponteiro indicador de volta define razão de volta e não pranchamento. O seu valor máximo atinge "cinco a seis larguras de agulha", a que correspondem 15 a 18° por segundo no indicador de volta tipo 2 minutos. O indicador de volta necessita aproximadamente 3 minutos para obter o valor normal de rotações por minuto no seu giroscópio.

O ponteiro de volta deve ser verificado no que diz respeito a apropriadas deflexões a partir da posição central, enquanto se rola para a posição de descolagem.

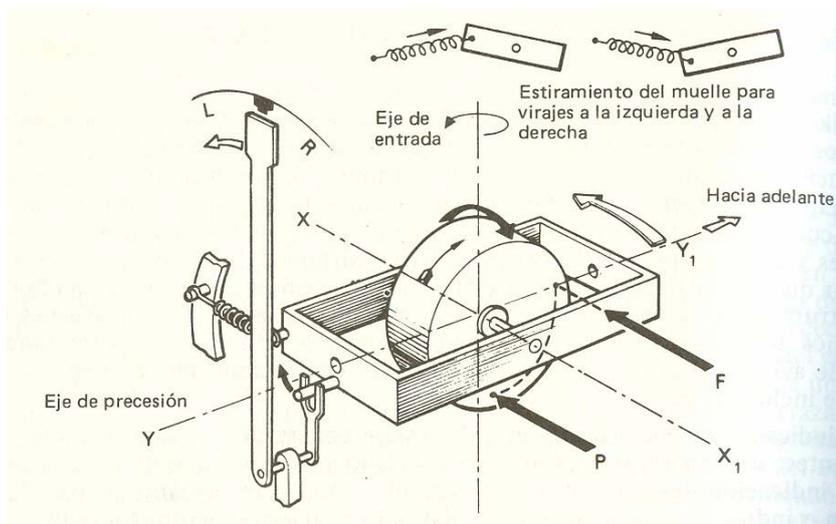


Fig.25-Giroscópio do indicador de volta (Pau)

CONCLUSÃO

O indicador de volta é a combinação de dois instrumentos a bola de coordenação e o ponteiro de volta. O primeiro é uma esfera de ágata preta ou aço que se move livremente dentro dum tubo de vidro curvo e cheio de querosene. Este instrumento define a relação entre o ângulo de pranchamento e a razão de volta, sendo um indicativo para o piloto na verificação da coordenação da sua pilotagem.

O ponteiro indicador de volta utiliza o princípio de precessão dum giroscópio com montagem semi-rígida. Os seus principais componentes são: o conjunto giroscópio, o mecanismo de inversão, a mola de tensão regulável e o mecanismo amortecedor. Estes componentes formam no seu conjunto um instrumento de muita confiança para medir a razão de volta do avião em torno do seu eixo vertical.

Utilizando o indicador de volta podem-se fazer verificações de coordenação, tanto em volta como no voo horizontal em frente. Se ao ler este instrumento o piloto entrar em linha de conta com o valor da velocidade, poderá determinar o correspondente valor do ângulo de pranchamento, já que a qualquer velocidade corresponde um determinado ângulo de pranchamento para se manter a volta coordenada a uma dada razão.

Por este instrumento ser um dos de maior confiança entre os instrumentos de voo que podem ser usados para a saída de posições anormais, o piloto deve adquirir um conhecimento profundo das suas indicações e do modo de interpretá-las.

BÚSSOLA MAGNÉTICA

INTRODUÇÃO

Desde o principio da história, que o homem se tem interessado vivamente pelos auxiliares à navegação. Diversos aparelhos e métodos têm sido inventados e estudados. Na era presente, com as velocidades supersónicas, a determinação exacta da direcção tornou-se incrivelmente importante. Um erro apenas de poucos graus num espaço de poucos minutos levaria o moderno avião a muitas milhas fora da sua rota.

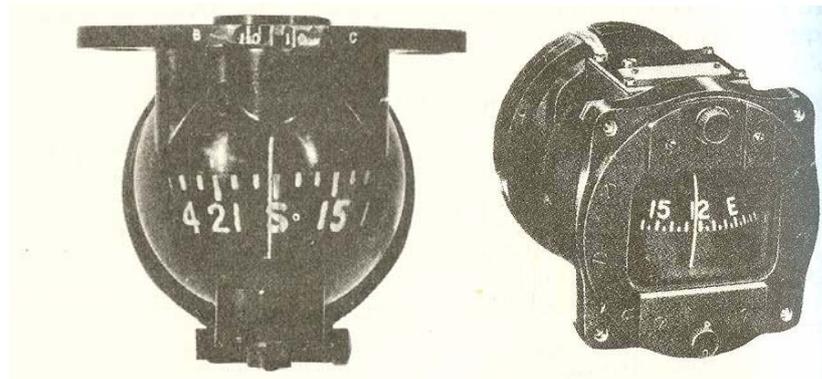


Fig.26-Tipos de bússola magnética

BÚSSOLAS DE LEITURA DIRECTA

Durante a infância da aviação; a direcção do voo era determinada dentro da aeronave por leitura directa de bússolas magnéticas. Mesmo hoje, em que pode chamar-se a era adulta da aviação, a leitura directa de bússolas magnéticas ainda se usa como uma bússola de alerta. As bússolas magnéticas de leitura directa usadas nos aviões são de dois tipos gerais. Um tipo é montado no painel de instrumentos para uso do piloto, e pode ser lido como um mostrador de um instrumento. O outro tipo é uma bússola de navegador, que é montada com a face para cima usualmente na mesa do navegador ou noutra superfície horizontal.

As partes fundamentais de ambos os tipos diferem praticamente só o na aparência e ambos operam quase identicamente. Um bloco de metal não magnético, cheio de líquido, contém uma carta de marear que nos

fornece os meios de ler as indicações da bússola. Esta carta está montada numa armação flutuante. Um conjunto de pequenas barras ou agulhas magnetizadas está seguro a esta carta. A armação da carta-ímã possui um pivot que está assente em pedras preciosas o que permite que o conjunto se alinhe livremente com a direcção Norte-Sul do campo magnético da terra. Como se verifica, a carta de marear e uma marca de referência de posição fixa, chamada Linha de Fé, são visíveis através duma janela de vidro no lado de cima do corpo da bússola. Existe uma câmara de expansão no interior da bússola para prover a expansão e contracção do líquido causado pelas mudanças de altitude e de temperatura. A finalidade do líquido é amortecer ou travar as oscilações da carta. Estas oscilações são causadas pela vibração e mudanças de rumo da aeronave. Se estivesse suspensa no ar, a carta oscilaria para trás e para a frente e seria difícil de ler. O líquido também faz boiar a armação flutuante, o que por sua vez reduz o peso e a fricção no pivot.

As bússolas do tipo painel de instrumentos para aviões estão apetrechadas com cartas marcadas de dois em dois ou de cinco em cinco graus.

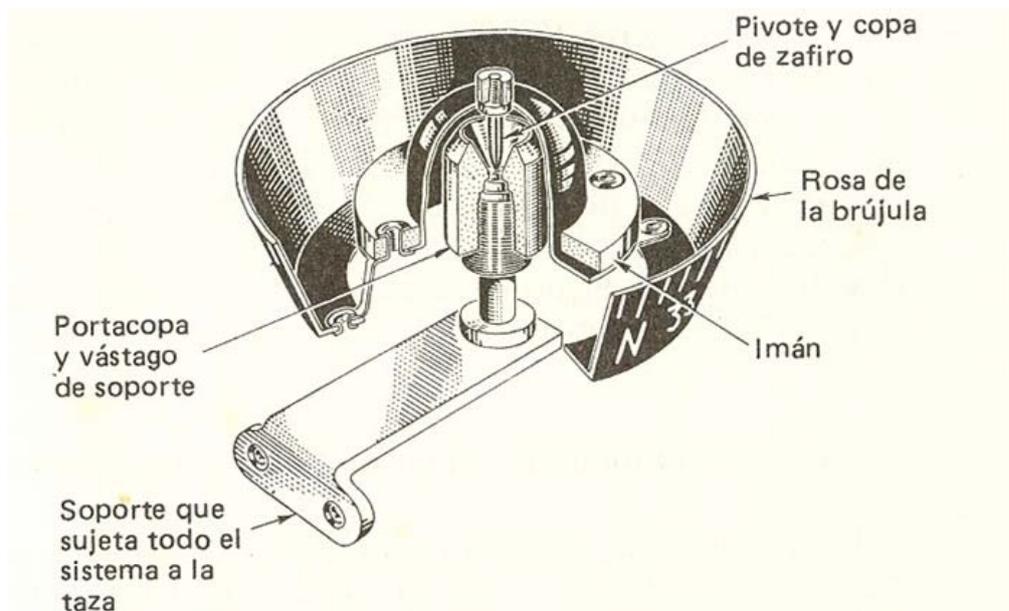


Fig.27-Componentes da bússola magnética

As bússolas do tipo horizontal têm geralmente graduações marcadas de dois em dois graus. Não tem de se fazer nenhuns ajustes numa bússola do tipo painel de instrumentos para encontrar o rumo aproximado da aeronave. Tal bússola indica continuamente, e o rumo pode ser encontrado lendo na carta a marca coincidente com a linha de fé através da janela do corpo. A bússola do tipo mesa indica também o rumo magnético do avião quando as suas "linhas paralelas" estão no alinhamento do ponteiro da carta. Linhas paralelas são marcas de referência colocadas por cima do disco das bússolas do tipo mesa. Este tipo de bússola está munido com um anel periférico giratório, que pode ser rodado para trazer as linhas paralelas para a posição desejada.

É necessário remover uma bússola e substituí-la por outra nas seguintes condições:

- Quando as marcas da carta estão ilegíveis, por causa de descoloração, enfraquecimento, ou perda de pintura luminescente.
- Se a carta não roda livremente quando o avião está em posição normal de voo. Isto pode-se verificar deflectindo a carta com um pequeno íman permanente.
- Se o corpo está partido, ou se a montagem da armação ou peças de suporte estão partidas.
- Quando o movimento da bússola está errado ou não responde depois de esforços próprios para a compensar. (a não ser que o comportamento errado seja apenas causado pela localização).
- Se a linha de fé se perde ou está desalinhada.
- Se a bússola precisa de mais líquido, ou requer maior reparação.

COMPENSAÇÃO DE BÚSSOLA

Consiste em colocar o avião em rumos diferentes, anotando a diferença entre a indicação da bússola e o rumo real, ajustando depois os compensadores para reduzir esta diferença, ou declinação ao mínimo. As bússolas magnéticas dos aviões são equipadas com aparelhos chamados compensadores, que nos dão maneiras de compensar erros de declinação. Como antes foi dito, não se podem eliminar todos estes erros, mas pode-se reduzi-los ao mínimo pelo processo chamado compensação.

BÚSSOLA À DISTÂNCIA

INTRODUÇÃO

Durante muitos anos a bússola magnética de leitura directa, montada no painel de instrumentos do avião, foi a base da navegação aérea. Porém, verificou-se que este tipo de bússola apresentava vários erros, devidos principalmente a complexidade de construção dos modernos aviões.

Para diminuir ou mesmo eliminar tais deficiências, novos princípios de funcionamento foram estabelecidos, sobretudo no campo dos sistemas de bússola à distância.

O "Magnesyn Remote Indicating Compass" é uma bússola à distância que foi concebida principalmente para eliminar o problema dos desvios variáveis que, como atrás se disse, é a maior desvantagem das bússolas de painel. Normalmente, é instalada num ponto extremo do avião, sendo as suas indicações transmitidas electricamente ao repetidor ou indicador, colocado na cabine de pilotagem.

Na maioria dos aviões grandes o desvio pode ser completamente compensado porque o elemento bússola está situado longe de elementos magnetizantes do avião, ou seja na ponta da asa ou na secção da cauda. Porém, se a bússola tiver de ser colocada mais próximo do posto de pilotagem do avião, há geralmente desvio e, uma vez que a bússola "Magnesyn" se compõe basicamente dos mesmos órgãos que a bússola magnética, encontrar-se-ão nela todos os erros desta, mas de grandeza muito menor.

CONSTRUÇÃO BÁSICA

Os três principais componentes deste sistema são:

- Emissor
- Comutatriz (fonte de energia)
- Indicador

O EMISSOR

Contém o elemento bússola direccional e deve ser colocado num lugar afastado do avião, como por exemplo na ponta da asa, para reduzir ao mínimo as interferências magnéticas. É composto por um conjunto flutuador, uma bobine de transmissão e um sistema de compensação. O conjunto flutuador, imerso em liquido apropriado, está dentro da caixa da bússola (morteiro), de forma esférica, para que o flutuador fique tão livre quanto possível da fricção e do erro de arrastamento. Tem também um diafragma para permitir a expansão ou contracção do líquido, devido às variações de temperatura. O flutuador está equipado com quatro alhetas amortecedoras e tem um único apoio. Contém o magnete (elemento direccional) ou elemento bússola e é livre para rodar (desvia-se) em qualquer ângulo até 20° em relação à horizontal.

A bobine de transmissão (conjunto Flux Gate) é montada directamente por baixo ou por cima do elemento bússola, contido no flutuador. Não tem partes móveis, baseando-se o seu funcionamento no princípio da indução electromagnética (fenómeno pelo qual uma voltagem eléctrica é induzida num condutor atravessado por linhas de fluxo magnético).

O sistema de compensação é semelhante ao existente nas bússolas de painel. Consta de dois conjuntos de magnetes, montados na parte superior do emissor, um para a compensação N-S e o outro para a compensação E-W. O procedimento para tal compensação é o mesmo que para as bússolas de painel.

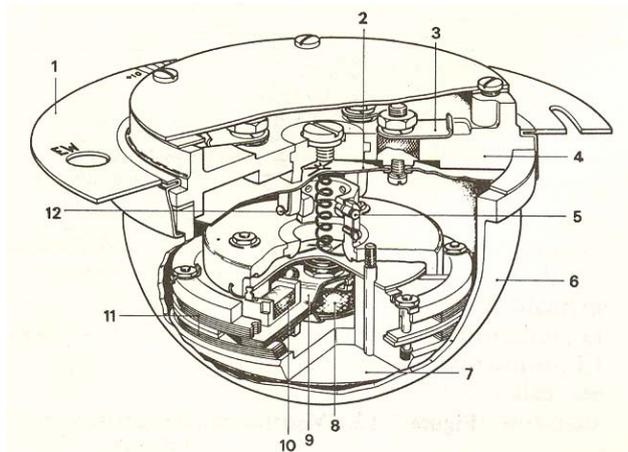


Fig.28-Emissor (Flux Valve)

COMUTATRIZ (INVERSOR)

O sistema funciona com corrente alterna de 400 ciclos (26 Volts) ou 800 ciclos (52 Volts). Se o sistema eléctrico do avião não tem um inversor para outros equipamentos, necessitará de um, especialmente para este, que transforme a corrente continua em alterna. Naturalmente, uma falha de potência originará a falha do instrumento.

O INDICADOR

Montado no painel de instrumentos do avião, compõe-se de:

- Caixa exterior,
- Receptor "Magnesyn",
- Mostrador e ponteiros.

No receptor "Magnesyn", o rotor assume sempre a mesma posição, em relação às linhas de força do campo magnético terrestre, que o elemento bússola no emissor.

Este rotor está ligado ao eixo da agulha que se move sobre o mostrador. Uma segunda agulha, mais larga, comandada pelo piloto através de um botão, permite afixar o rumo que deve ser seguido. O manter desse rumo faz-se quando estas duas agulhas estão coincidentes. O indicador, por ser blindado, não é afectado pelo campo magnético terrestre ou por quaisquer influências próprias do avião.

Ao mesmo emissor não podem ser ligados mais de três indicadores. A bússola à distância sistema "Magnesyn" tem a grande vantagem de, se houver erros de desvio, tais erros serem constantes e o piloto não necessita de se preocupar com as influências, sobre a bússola, do equipamento eléctrico, armamento, carga, etc. Contudo, o piloto continua a voar "rumos magnéticos" e, assim deve saber como compensar o efeito da componente vertical do campo magnético terrestre durante as voltas e as mudanças de velocidade e esperar indicações fracas em latitudes extremas.

INDICADOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

INTRODUÇÃO

O conhecimento do ângulo de ataque é um factor de segurança. Com efeito, o voo com grande ângulo de ataque e com baixa velocidade ou grandes factores de carga, é delicado, e nomeadamente é causa de vários acidentes por ter dado origem a entrada em perda. Em cruzeiro, não há grande necessidade em utilizar grandes ângulos de ataque, mas durante a aproximação e aterragem, um avião rápido precisa de utilizar grandes ângulos de ataque para diminuir a sua, geralmente elevada, velocidade de aproximação. É normalmente para estes aviões e durante esta fase do voo, que o indicador de ângulo de ataque se torna necessário. Em combate também é útil a indicação deste ângulo.

FORMAS DE INDICAÇÃO

As apresentações do indicador ou do "indexer" na cabine variam. A informação pode ser apresentada em ângulos reais, unidades, símbolo, ou percentagem de sustentação que está a ser utilizada. Também pode ser apresentado como indicação "FAST·SLOW" (Depressa-Devagar).

O indicador de mostrador redondo apresenta a indicação de ângulo de ataque por uma agulha lida contra uma escala fixa. São fornecidas marcas para a perda na aproximação final e/ou ângulo de ataque crítico. As marcas para a máxima autonomia e máximo alcance são opcionais.

O sistema integrado de instrumentos de voo apresenta a informação de ângulo de ataque numa fita deslizante que se lê por baixo de uma linha de referência fixa. A fita está marcada com símbolos, unidades, ou ângulos reais para indicar a perda, a aproximação final, ou outras marcas apropriadas. O "indexer", que esta normalmente montado acima do pára-brisas, fornece a apresentação da informação de ângulo de ataque à altura da cabeça. O "indexer" contém barras iluminadas e um símbolo "NA VELOCIDADE" para indicar a condição do avião em relação ao ângulo de ataque desejado na aproximação final. Ajustando a profundidade e/ou a potência para manter iluminado o símbolo "NA VELOCIDADE", manter-se-á o ângulo de ataque desejado para a aproximação final. A informação de ângulo de ataque pode ser apresentada ao piloto de outras maneiras. Os últimos modelos de "caças" estão a utilizar sinais auditivos para indicarem os ângulos de ataque mais elevados. Os "Vibradores de Manche" ou "Vibradores de Pedal" baseiam-se no

ângulo de ataque crítico.



Fig.29-Indicador AOA (Indexer)

PILOTO AUTOMÁTICO

GENERALIDADES.

Uma vez que os primeiros equipamentos de controlo automático de voo forneciam, basicamente, um aumento de estabilidade, foi necessária uma introdução aos princípios de estabilidade estática e dinâmica.

ESTABILIDADE

Por estabilidade entende-se a tendência da aeronave retornar à sua posição de equilíbrio depois de ter sido perturbada. Esta perturbação pode ser causada pelo piloto ou por fenómenos atmosféricos. A aeronave deverá ter uma estabilidade suficiente para que o piloto não fique demasiado fatigado por necessitar de corrigir constantemente o avião devido a perturbações externas.

PRINCÍPIOS DO CONTROLO AUTOMÁTICO DE VOO.

ESTABILIDADE ESTÁTICA

A figura abaixo ilustra cada tipo de estabilidade estática. Se a bola for deslocada do fundo da superfície curva, em virtude da atracção gravitacional, a bola regressará para o fundo (a força e momento tenderão a devolver a bola ao seu ponto de equilíbrio). Tal situação denomina-se equilíbrio estável. Por outro lado, se deslocarmos a bola do ponto de equilíbrio na superfície curva da segunda figura, esta rolará para fora da superfície. Neste caso, o ponto de equilíbrio será chamado de instável. Por fim, se, ao deslocarmos a bola, do ponto inicial de equilíbrio para um outro ponto, esta se mantiver na nova posição, será chamado de ponto de equilíbrio neutro. O que importa é compreender que se pretendemos obter um ponto de equilíbrio estável, o veículo deverá desenvolver uma força, ou momento restaurador para o devolver à condição de equilíbrio. No caso de uma aeronave, existe estabilidade estática se as forças originadas no estado perturbado, tais como o momento de picada devido a um aumento do ângulo de ataque, forcem a aeronave no sentido correcto (isto é, fazendo-a regressar ao seu estado inicial de voo).

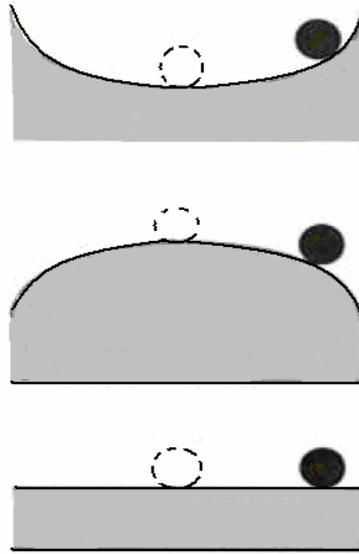


Fig.30- Estabilidade estática

ESTABILIDADE DINÂMICA

No estudo da estabilidade dinâmica estamos preocupados com a história temporal do movimento do veículo depois de ser perturbado do seu ponto de equilíbrio. Pode-se observar vários tipos de trajetórias da aeronave que podem ocorrer se esta for desviada das condições de equilíbrio. Note-se que o avião pode ser estaticamente estável mas dinamicamente instável.

Este caso ocorre sempre que as forças restauradoras sejam demasiado intensas, pois a aeronave ultrapassará o seu estado inicial e oscilará, com uma amplitude cada vez maior, até ficar completamente descontrolada. Apesar de existir estabilidade estática, a aeronave não possui estabilidade dinâmica. No entanto, para ser dinamicamente estável terá que ser estaticamente estável. Em alguns casos, apesar das forças restauradoras actuarem no sentido correcto, a sua intensidade e o facto das forças de amortecimento serem relativamente fracas, fazem com que a aeronave ultrapasse o ângulo de atitude inicial, numa quantidade negativa maior que a resultante da perturbação. Estas oscilações aumentam em amplitude até que a aeronave diverge para um modo de voo descontrolado, como a "vrille".

Numa oscilação divergente deste tipo o amortecimento não é suficiente para dissipar energia ao movimento. Pelo contrário, a divergência ocorre, porque o movimento recebe energia. Um caso importante é o relacionado com a oscilação de curto período em pitch, inerente à aeronave e que está ligada às alterações do ângulo de ataque. Caso o piloto introduza, inconscientemente, funções de controlo com uma frequência próxima da frequência natural de aeronave, poderá estar a adicionar energia ao movimento e como consequência, ocorre uma oscilação divergente, conhecida por Oscilação Induzida pelo Piloto (PIO: Pilot Induced Oscillation). O tipo de resposta mais frequente é apresentado na figura 2: a aeronave regressa ao

seu estado inicial, mas sofre uma oscilação convergente. Este comportamento é aceitável desde que o tempo de convergência seja curto.

A redução da perturbação com o tempo indica que existe uma resistência ao movimento e, portanto, a energia está a ser dissipada. A esta dissipação é chamada positive dumping. Se a energia estiver a ser adicionada ao sistema então teremos negative dumping. Positive dumping para uma aeronave é fornecido por forças e momentos que aumentam devido ao movimento da aeronave. No positive dumping, estas forças e momentos opor-se-ão ao movimento e provocarão a diminuição da perturbação ao longo do tempo. Uma aeronave que apresente negative aerodynamic dumping será dinamicamente instável. Para se pilotar este tipo de aeronaves será necessário um sistema artificial de positive dumping, o Sistema de Aumento de Estabilidade (Stability Augmentation System). Basicamente, este sistema é um mecanismo electromecânico que detecta o movimento indesejável e actua os controlos adequados de forma a reduzir o movimento causado pela perturbação. Este amortecimento é realizado através de pequenos movimentos dos controlos pelo que as acções do piloto não são influenciadas pelo sistema.

INDICAÇÃO DOS EIXOS DA AERONAVE.

Para o caso específico de aeronaves comecemos por definir o sistema de coordenadas. O sistema de coordenadas é fixo na aeronave e normalmente denomina-se sistema de coordenadas do corpo. As forças que actuam numa aeronave em voo são aerodinâmicas, propulsivas, e gravitacionais. Estas forças podem ser representadas ao longo de um sistema de eixos fixo ao centro de gravidade da aeronave conforme se observa na figura.

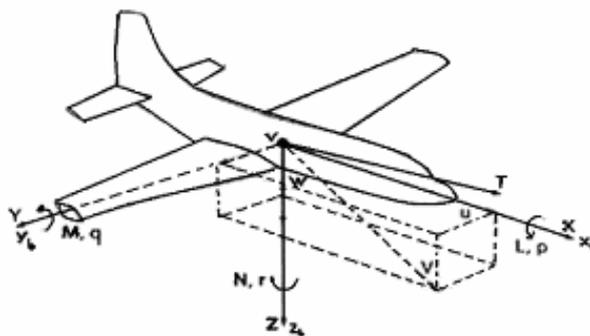


Fig.31- Eixos de uma aeronave

SISTEMAS DE CONTROLO DE VOO.

Nas aeronaves de baixas velocidades de voo, os movimentos de controlo do piloto são transmitidos às superfícies de controlo, através de um sistema mecânico de hastes, alavancas roldanas, cabos, etc. e a força aplicada pelo piloto para mover uma superfície de controlo deverá ser suficiente para vencer as cargas aerodinâmicas que nela são exercidas. A baixa velocidade, esta força situa-se dentro das limitações físicas do piloto. Mas, à medida que a velocidade aumenta, a força exercida pelo piloto deixa, só por si, de ser suficiente para vencer os carregamentos aerodinâmicos, e terá de ser auxiliada. Nas aeronaves de grandes dimensões e velocidades de voo elevadas, com o início dos fenómenos de compressibilidade, torna-se necessário dotar a aeronave de controlos operados hidráulicamente. Neste caso utilizam-se servomecanismos.

O sistema convencional é constituído por ligações mecânicas directas, entre as alavancas e as superfícies de controlo. Para o caso subsónico, as técnicas para adequar as forças de controlo, recorrem à equilibragem aerodinâmica, e ao emprego de vários tipos de compensadores (trim tabs) molas e massas excêntricas.

PILOTO AUTOMÁTICO E SISTEMA DIRECTOR DE VOO.

Convém desde já fazer a distinção clara do que é o PA (Piloto Automático) e o DV (Director de Voo). Após a II Guerra Mundial deu-se um rápido desenvolvimento do projecto de aeronaves que conduziu às aeronaves militares e comerciais de alta performance da actualidade, o que exigiu o desenvolvimento de várias tecnologias, aerodinâmica, estruturas, materiais, propulsão e controlos de voo.

SISTEMA DIRECTOR DE VOO

Entre estas tecnologias surgiu o Director de Voo nos anos 50, numa altura em que se tornava evidente que tantos os mostradores como os limites das escalas dos instrumentos eram inadequados para a crescente performance e complexidade de sistemas das aeronaves. No fundo, existia uma brecha entre as capacidades da aeronave e as capacidades dos instrumentos. Este sistema recolhia a informação dos instrumentos do cockpit e dos giroscópios, processava-a através de um computador e apresentava-a como informação "How to Fly" num único indicador. Desta forma, em vez de calcular a partir de vários instrumentos, o piloto podia navegar e efectuar aproximações à aterragem simplesmente zerando, ou centrando dois ponteiros ou barras de comando, no ADI. Um Sistema DV, conforme apresentado na figura 31 é desenhado para fornecer comandos de pilotagem para as barras de comando do ADI e/ou para um Sistema de Piloto Automático. O

Sistema de Director de Voo utiliza vários sinais de input tais como: VOR/ILS/DME/ADF, dados de voo, informação de course, informação de heading, e informação de atitude para gerar comandos de pilotagem. Um Sistema típico de Director de Voo pode ser dividido em quatro partes: sensores, computador, controlos e cargas. No caso de o sistema incluir um PA será necessário um Flight Control Computer (incluído na figura) e os actuadores das superfícies de controlo.

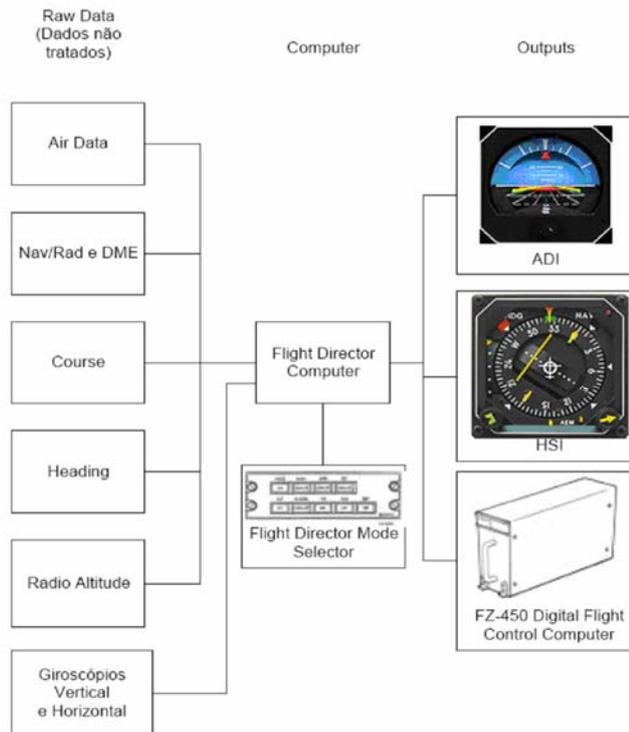


Fig.32- Diagrama bloco do sistema DV na aeronave

Os sensores fornecem dados não tratados para serem processados pelo computador. O Selector de Modo do DV indica ao computador quais os dados a usar, dependendo da preferência do piloto. O computador processa os dados e envia a informação a ser apresentada nas barras de comando do ADI ou ao PA.

PILOTO AUTOMÁTICO

Vejamos agora mais em pormenor a função de um piloto automático. Enquanto que o DV apenas indica ao piloto qual a manobra a efectuar o PA liberta completamente o piloto efectuando a manobra. A sua função básica é a de controlar o voo da aeronave e mantê-lo numa determinada trajectória no espaço sem que, para isso, seja necessária qualquer acção por parte do piloto. O PA pode então libertar o piloto da fadiga e tédio de ter que manter continuamente o controlo da trajectória do avião durante um voo de longa duração

o que lhe permite concentrar-se noutras tarefas e na gestão da missão. Um sistema de PA bem projectado e convenientemente integrado no sistema de controlo de voo da aeronave pode atingir uma resposta mais rápida e manter uma trajectória de voo mais precisa do que um piloto. A resposta de um PA é sempre consistente enquanto que a resposta de um piloto pode ser afectada por fadiga, carga de trabalho e tensão.

O PA pode, assim, prover um controle muito preciso da trajectória de voo da aeronave para situações como aterragem completamente automática em condições de baixa visibilidade ou mesmo com visibilidade nula. No caso de uma aeronave militar, o PA em conjunto com um sistema de guiagem T/F (Terrain Following) pode fornecer uma capacidade de seguimento automático de terreno "all weather". Isto permite à aeronave voar a alta velocidade (cerca de 600 nós) e a baixa altitude (200 pés ou menos) seguindo automaticamente o perfil do terreno para manter-se abaixo do horizonte de radar inimigo.

Pode assim tirar-se proveito máximo do seguimento de terreno para minimizar o risco de detecção e de alerta das defesas inimigas. Os modos básicos de PA incluem capacidades como acoplamento automático para os vários sistemas de rádio navegação como o VOR e as ajudas de aproximação à pista, tais como o ILS (Instrument Landing System) e MLS (Microwave Landing System). O PA guia a aeronave para mantê-la na trajectória definida pela ajuda de rádio navegação. O PA também pode ser acoplado ao Flight Management System (FMS) que fornece os comandos de direcção ao PA para pilotar a aeronave na trajectória de voo óptima determinada pelo FMS a partir do plano de voo introduzido pelo piloto.

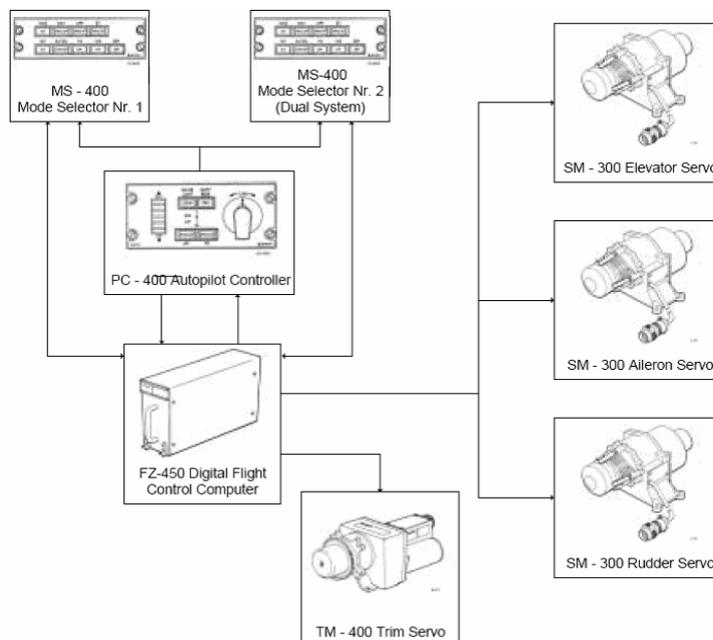


Fig.33- Esquema bloco do sistema de piloto automático

SISTEMA DE CONTROLO DE VOO PARA REDUZIR A CARGA DE TRABALHO DOS PILOTOS:

- Sistema de controlo de atitude para manter o ângulo de pitch, roll e heading da aeronave.
- Sistema de controlo de manutenção de altitude para manter a altitude desejada.
- Sistema de controlo de velocidade para manter uma velocidade ou Mach constante.

SISTEMAS DE AUMENTO DE ESTABILIDADE (STABILITY AUGMENTATION SYSTEM)

- Se uma aeronave é marginalmente estável ou instável, os sistemas de controlo automático podem fornecer a estabilidade apropriada para o voo.
- O controlo automático pode ser utilizado para assegurar que uma aeronave possui as qualidades de pilotagem adequadas: amortecimento adicional é incorporado utilizando um amortecedor de roll, pitch ou yaw.

AJUDAS À ATERRAGEM.

- Um sistema de controlo de glide slope para guiar a aeronave através de um feixe electrónico em direcção à pista.
- Um localizer para alinhar a aeronave na direcção lateral com o centro da pista à medida que a aeronave desce seguindo o glide slope.
- Um sistema de controlo de flare (manobra efectuada durante a última fase de aproximação, e que envolve uma mudança lenta de atitude "nariz para cima" para reduzir a razão de descida até zero (aquando do touchdown). Ajuda à transição da aeronave da linha de glide slope para a aterragem na pista.

PILOTO AUTOMÁTICO.

O PA pode ser utilizado para controlar a orientação angular da aeronave e funciona da seguinte forma: num PA que actua sobre o ângulo de pitch, o ângulo de pitch é detectado pelo giroscópio vertical e comparado com o ângulo desejado para calcular o ângulo de erro. A diferença ou erro na atitude de pitch é utilizado para produzir deslocamentos proporcionais do leme de profundidade de modo a reduzir o sinal de pitch.

ATTITUDE DE PITCH

O ângulo de pitch de referência é comparado com o ângulo real medido pelo giroscópio vertical para produzir um sinal de erro para activar o servo de controlo. No geral, o sinal de erro é amplificado e enviado para o actuador da superfície de controlo para deflectir a superfície de controlo. O movimento da superfície de controlo provoca uma alteração na orientação de pitch da aeronave, que por sua vez, é enviada como feedback para fechar o ciclo.

ATTITUDE DE ROLL

A atitude de rolamento de uma aeronave pode ser controlada por um simples PA de ângulo de roll. O ângulo de roll de uma aeronave pode ser mantido em qualquer ângulo desejado. Na prática, o PA é desenhado para manter uma atitude de asas niveladas. O PA é composto por um comparador, o actuador de ailerons, pela equação de movimento da aeronave (i.e., função de transferência), e um giroscópio vertical para medir o ângulo de roll.

SISTEMA DE CONTROLO DE ALTITUDE HOLD

A altitude de uma aeronave pode ser mantida por um PA de altitude hold. Basicamente, o PA é construído para minimizar o desvio entre a altitude real e a altitude desejada. Em que "h_{ref}" representa a altitude de referência e "h" representa a altitude real.

SISTEMA DE CONTROLO DE VELOCITY HOLD

A velocidade de um avião pode ser controlada alterando a força de empuxo produzida pelo sistema de propulsão. A função do sistema de controlo de velocidade consiste em manter constante uma velocidade predefinida, o que é conseguido pelo ajustamento do throttle do motor para aumentar ou diminuir o empuxo. Os elementos de feedback são a velocidade e a aceleração.

COMPOSIÇÃO DO SISTEMA DE PILOTO AUTOMÁTICO.

Um sistema de piloto automático é constituído tipicamente pelos seguintes componentes:

- Sensores

- Computador de controlo de voo
- Indicadores
- Selectores e controladores
- Servos

COMUNICAÇÕES DE BORDO

SISTEMAS DE COMUNICAÇÕES.

Os sistemas de comunicações são usados para transmitir e receber informação audível de comunicações. Os sistemas incluem as comunicações de alta-frequência (HF), muito alta-frequência (VHF) e ultra alta-frequência (UHF).

A informação recebida ou transmitida pode ser feita por voz ou por grafia.



Fig.33- Painel de comando de comunicações de uma aeronave

SISTEMA DE COMUNICAÇÃO HF

Sistema HF fornece comunicações de voz em amplitude modulada (AM) e em SSB - Single Side Band, entre aeronaves e a terra ou outras aeronaves. A comunicação faz-se na banda de 2 a 30 MHz e podem ser usados 28.000 canais. A maior parte das estações de comunicação estão contidas entre os 2 e os 18 MHz. Deste modo, nem todos os canais têm necessidade de ser utilizados.

As comunicações a longa distância utilizam melhor as características de propagação da banda HF. O sistema

HF é composto por um emissor / receptor, um painel de comando, uma unidade de controlo de sintonia, uma unidade de sintonia de antena, um pára-raios, uma antena e os relés exteriores.

COMANDO DO SISTEMA

O comando do sistema é efectuado através do painel de comando e pode seleccionar um dos 28.000 canais, espaçados de 1 KHz na banda de 2 a 30 MHz.

Os comandos do sistema HF consistem em 4 botões selectores de frequência, um mostrador de frequência, um botão "SQ" (Sequelch) e um interruptor selector de modos com 4 posições (AM, LSB, SSB e OFF). Um botão selecciona os MHz, outro dos botões selecciona as centenas de KHz, outro botão selecciona as dezenas e outro botão selecciona as unidades. O botão de "SQ" controla o nível do sinal recebido que será passado na secção de recepção do emissor / receptor.

O interruptor selector de modos desliga na posição de "OFF". O sistema fica ligado nas restantes posições. Na posição "USB" é seleccionada a banda lateral superior (Upper Side Band). Na posição "LSB" é seleccionada a banda lateral inferior (Low Side Band). Há ainda a posição com modulação em amplitude "AM".

ANTENA

Uma ou mais antenas de mastro são usadas para emissão e recepção de um sistema. A antena é ligada através de um conjunto de pára-raios às unidades de sintonia (Antenna Coupler) de antena, as quais sintonizam a antena e fornecem uma adaptação de impedância óptima para todas as frequências usadas.

EMISSOR/RECEPTOR

O emissor/receptor de banda lateral única (SSB - Single Side Band) é capaz de transmitir 400 W pico a pico de saída e 100 w de portadora. Recebe de 2.000 a 29.999 KHz em 28000 canais, espaçados de 1 KHz. A selecção de frequências é feita através do painel de comando. A selecção de frequência actua sobre o oscilador de frequência variável (VFO - Variable Oscillator Frequency), numa largura de banda do equipamento.

O sinal áudio passa através de dois amplificadores de áudio, um desses fornece o "sidetone" para o sistema de interfonia, após o botão de PTT ter sido premido.

O sinal recebido no receptor é amplificado e "heterodinizado" a fim de produzir uma frequência intermédia (IF) de 500 KHz, em seguida a frequência intermédia é amplificada pelos amplificadores SSB e AM. Os sinais

amplificados são acoplados aos circuitos áudio do sistema do sistema de interfonia.

SISTEMAS DE COMUNICAÇÕES EM VHF.

Os sistemas de comunicação em VHF fornecem um meio de transmitir em amplitude modulada (AM) e também em FM entre aviões e a terra ou entre as aeronaves. As comunicações podem ser feitas na gama de frequências dos 116 a 149 MHz, em AM, com 680 canais disponíveis (em FM a comunicação faz-se na gama de frequências 30.000 a 87.975 MHz).

A distância média de comunicação entre as aeronaves e a terra é, aproximadamente, 30 milhas a 1000 pés de altitude e 135 milhas a 10.000 pés de altitude. O sistema VHF é composto por um emissor/receptor, um painel de comando e uma antena.



Fig.34- Painel de comando de comunicações VHF

PAINEL DE COMANDO

Cada painel de comando contém os comandos de comunicação VHF, de navegação VHF (ILS) e sistemas DME. No entanto, somente os componentes relativos às comunicações serão aqui descritos.

No pedestal estão instalados dois painéis de comando idênticos. Cada sistema tem os seguintes comandos: Interruptor "ON/OFF" acoplado a um comando de volume "VOL" que ajusta o volume para um nível de escuta confortável e liga ou desliga o VHF. Tanto a emissão como a recepção são feitas na mesma frequência. A rotação dos dois botões selecciona a frequência desejada, a qual é apresentada numa janela. Qualquer um dos 680 canais pode ser seleccionado nas frequências entre 116,0 e os 149.95 MHz.

No receptor AN/ARC 186 existe um botão de teste. Premindo o botão de "TEST" é desligado o circuito de "sequel" do receptor e permite que este trabalhe na máxima sensibilidade.

EMISSOR/RECEPTOR

O emissor/receptor é constituído pela combinação de um emissor e de um receptor. A selecção de frequência é possível dentro da gama de 116 a 149.95 MHz, em 680 canais separados de 50 KHz.

O E/R é constituído por um conjunto de sintetizadores, modeladores/emissor e receptores. A selecção de frequência é efectuada no sintetizador, ao ser seleccionada uma frequência no painel de comando.

Normalmente o receptor está ligado até que seja accionado o PTT. Os sinais recebidos, modulados em amplitude/frequência são encaminhados para o amplificador RF. Os sinais são amplificados, misturados e convertidos e, então, passados pelos circuitos detectores do sequelch e do amplificador. O áudio passa em seguida para o painel de controlo de áudio do sistema de interfonia. A saída de áudio do receptor vai alimentar o sistema de interfonia, através do comando de volume do painel de comando.

Os sinais de "selcal" recebidos são enviados para o sistema "selcal" usando circuitos separados.

O emissor é modulado em amplitude por sinais de áudio do sistema de interfonia de voo. Pode ser aplicada à antena VHF uma potência de saída de 20 W (24 W nominal) de energia RF.

No painel frontal do emissor/receptor contém: o botão de "sequelch", tomada de "phone" e "mic" e um indicador de falha.

SISTEMA DE COMUNICAÇÕES EM UHF.

O sistema de comunicações em UHF é usado para comunicar com as aeronaves em linha de vista. O alcance ar-ar é de 550 milhas. Para a comunicação ar-terra a distância é de 200 milhas, estando a distância máxima dependente da altitude da aeronave. A gama de frequência é de 220 a 399,9 MHz em 1750 canais espaçados de 100 KHz. O sistema UHF consiste em um emissor/receptor, uma fonte de alimentação, um painel de comando e uma antena.

COMPONENTES CONSTITUINTES.

Os componentes do sistema de comunicações UHF variam de acordo com a configuração utilizada, isto é, em modo remoto ou modo consola/painel.

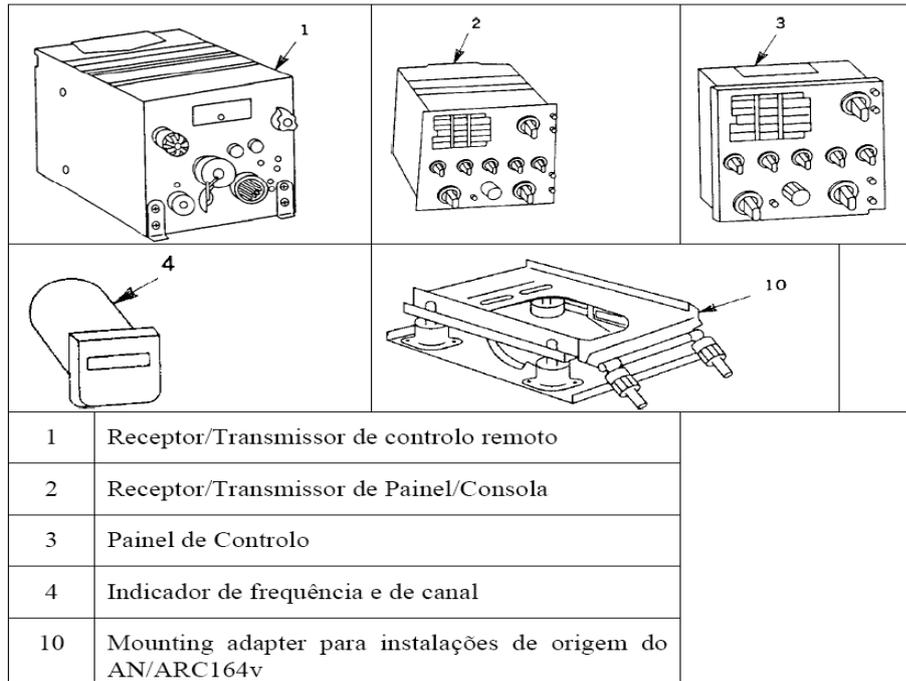


Fig.35- Componentes do sistema UHF (AN/ ARC 164)

PAINEL DE COMANDO

O painel de comando permite fazer o controlo dos modos de operação e a selecção da frequência de operação. O selector de modos também liga e desliga o equipamento. Na posição de "main", operam os circuitos do emissor e os circuitos do receptor principal. Na posição de "both", operam o emissor, o receptor principal e o receptor de reserva (quando existe). Na posição "ADF" fica inoperativa. O interruptor de funções determina o método de selecção de frequências. Quando o interruptor de funções é colocado em "preset", o selector de canais determina qual das 20 frequências pré-seleccionadas é que fica como frequência de operação.

Quatro interruptores de selecção de frequência determinam qual a de operação, quando o interruptor de funções é posto em "Manual". O botão de premir "TONE" possibilita a emissão de uma nota contínua em 1 KHz. O controlo de "volume" ajusta o áudio do receptor a um nível confortável de escuta.

EMISSOR/RECEPTOR

O emissor/receptor de UHF é uma unidade única, consistindo num emissor, um receptor principal, um receptor de reserva e uma fonte de alimentação. No painel frontal existem a tomada de controlo de "sequelch", de microfone e auscultadores e uma tomada de antena. Os circuitos de emissão e de recepção são sintonizados para a frequência seleccionada. Existe um receptor de reserva, o qual opera de 238 a 248

MHz e é usado na recepção de mensagens de emergência.

Os circuitos de áudio do emissor e do receptor estão ligados ao sistema de interfonia.

A fonte de alimentação consiste num conversor DC/AC/DC o qual fornece a energia necessária para o equipamento funcionar.

ANTENA

A antena é um dipólo que pode estar localizado na linha central da fuselagem da aeronave. As duas metades da antena estão separadas por um isolador de plástico. A antena fornece uma relação de onda estacionária/onda reflectida (VSWR) que é cerca de 2:1, a todas as frequências de operação.

AJUDAS RADIOELÉTRICAS PARA APROXIMAÇÃO E ATERRAGEM

GENERALIDADES

As ajudas rádio fornecem indicação segura ao piloto, durante a operação de aterragem, permitindo que esta decorra com o máximo de segurança, mesmo em condições de tempo adverso.

As ajudas radioelétricas fornecem, também, indicações que permitem ao piloto colocar a aeronave numa posição adequada para aquela operação, podendo por isso, considerar-se com ajudas de rádio à aproximação. Deste modo, consideram-se ajudas à aproximação os seguintes tipo:

- SISTEMA DE ATERRAGEM POR INSTRUMENTOS (ILS)
- SISTEMA DE APROXIMAÇÃO POR RADAR (GCA)

O sistema ILS é recomendado pela ICAO (Conselho da Organização Internacional da Aviação Civil) como sistema de rádio ajudas à aproximação e aterragem.

Certas limitações neste sistema levam a que este não possa ser considerado como um sistema para todas as condições de tempo. Assim, o aumento da velocidade das aeronaves e a exigência na sua utilização leva a que cada vez mais se use o sistema RADAR, em aproximações a aeroportos militares.

Deste modo temos, para o ILS como ajuda estritamente civil. Recomendada pela ICAO, usada também pelos militares. O RADAR (GCA) é uma ajuda usada, em geral, pelos militares.



Fig.36- Sequência de informação no sistema de ILS

SISTEMA DE ATERRAGEM POR INSTRUMENTOS (ILS).

GENERALIDADES

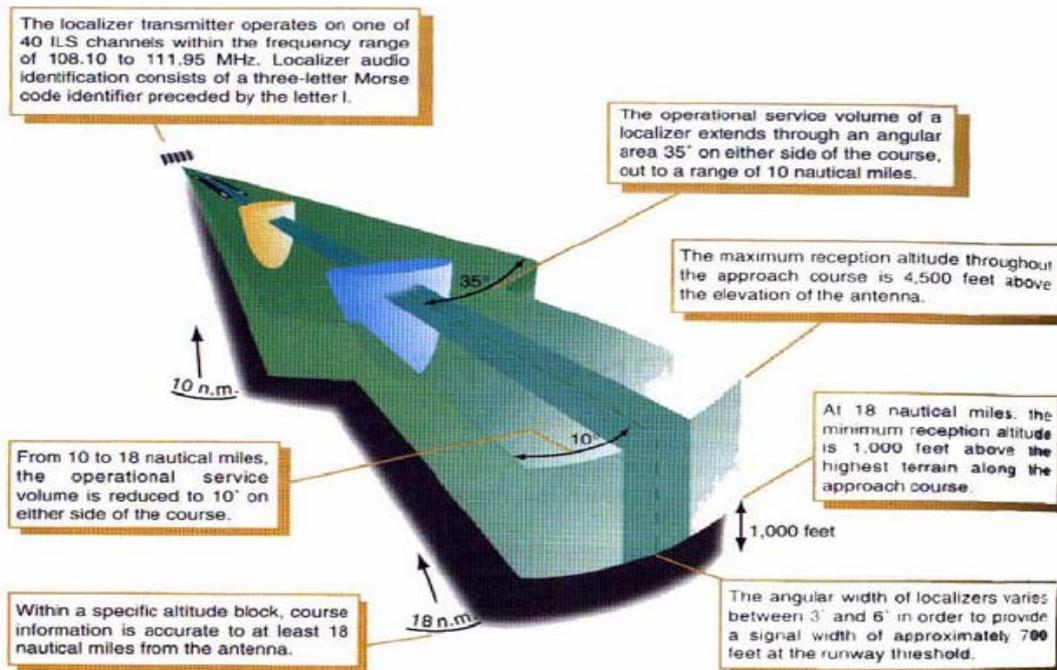


Fig.37- Capacidades do ILS

O sistema de aterragem por instrumentos destina-se a proporcionar ao piloto de uma aeronave uma informação contínua sobre os desvios laterais e verticais em relação à trajectória de descida correcta (pré estabelecida) acompanhada de informação relativamente à distância ao início da pista de aterragem (MARKER BEACON).

São usados dois tipos de emissores:

- RÁDIO FAROL DE ALINHAMENTO DA PISTA – LOCALIZER
- RÁDIO FAROL DE ALINHAMENTO DE DESCIDA – GLIDE SLOPE

Estes dois emissores emitem feixes com intercepção fixa a qual irá determinar a trajectória adequada para a aterragem do avião. Em simultâneo há a considerar as rádios balizas (MARKER BEACON) devidamente sinalizadas, que definem as distâncias a que o avião se encontra do início da pista.

Antes de começar uma aterragem por instrumentos, o piloto deverá, através de outra Ajuda Radioeléctrica diferente (DF, TACAN ou VOR), definir a sua posição em relação à pista. Após ter estabelecido a sua posição, o piloto voará numa trajectória que interceptará o feixe relativo ao plano horizontal (LOCALIZER), até que venha interceptar o feixe relativo ao plano vertical (GLIDE SLOPE). Em seguida desce de acordo com as duas indicações até estabelecer contacto visual com a pista (depende do tipo de categoria que o aeroporto/aeronave possui)

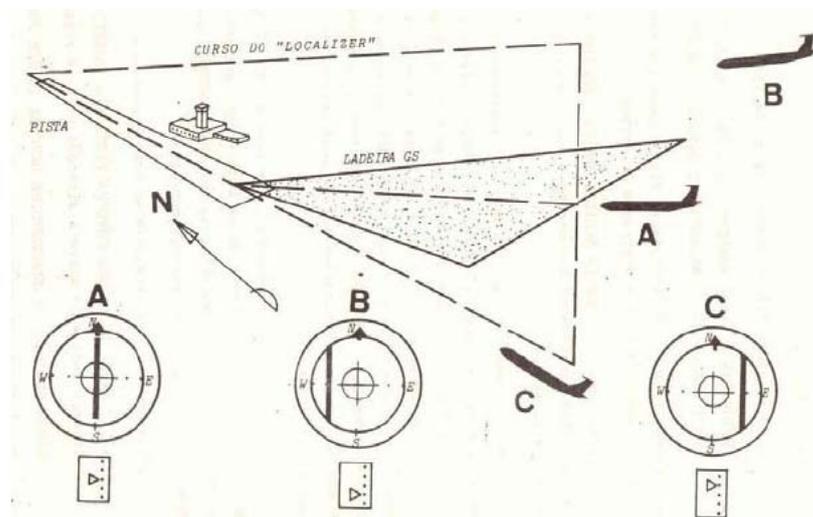


Fig.38- Sistema ILS

A aeronave tem dois receptores. Um para o LOCALIZER e outro para o GLIDE SLOPE. Estes dois fornecem as indicações que permite localizar a aeronave na respectiva ladeira de descida. Há ainda os receptores correspondentes às rádio balizas (MARKER BEACON), que dão indicação sonora/visual de localização de distância à pista.

O Sistema ILS consiste de três componentes fundamentais:

LOCALIZER

RÁDIO FAROL DE ALINHAMENTO DA PISTA (LOCALIZER) que fornece indicações sobre a direcção para a pista.

O LOCALIZER tem um alcance que depende da linha de vista, aproximadamente de 25 milhas a 1000 pés de altitude; 75 milhas a 10000 pés de altitude (1000 pés corresponde aproximadamente a 300 metros).

O desvio máximo da agulha do LOCALIZER corresponde a uma abertura angular de + 10°. O LOCALIZER fornece uma radiação auxiliar, não directiva que informa o piloto de que se encontra na sua proximidade – Chamado CLEARANCE.

Este emissor opera em VHF, entre os 108.1 e os 111.95 MHz, com espaçamento entre canais de 50 KHz entre eles, e está localizado, aproximadamente, a 1500 pés do extremo da pista (para o exterior) no alinhamento com esta, podendo estar desviado de ângulo de + 3° (devido a questões geográfica)

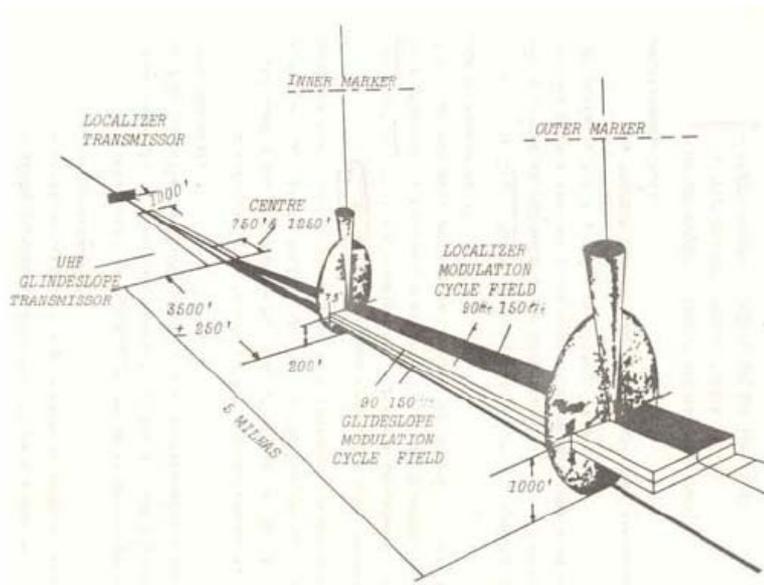


Fig.39- LOCALIZER e GLIDE SLOPE

GLIDE SLOPE

RÁDIO FAROL DE ALINHAMENTO DE DESCIDA (GLIDE SOLPE) que fornece indicação sobre a posição da aeronave no plano vertical para um correcto ângulo de descida para a pista.

O alcance deste depende da linha de vista, possuindo um alcance máximo de 15 milhas a uma altitude de 3500 pés. O GLIDE SLOPE está localizado, aproximadamente entre os 750-1250 pés a partir da extremidade de aproximação da pista e entre os 400 e 600 pés para o lado da linha central da mesma

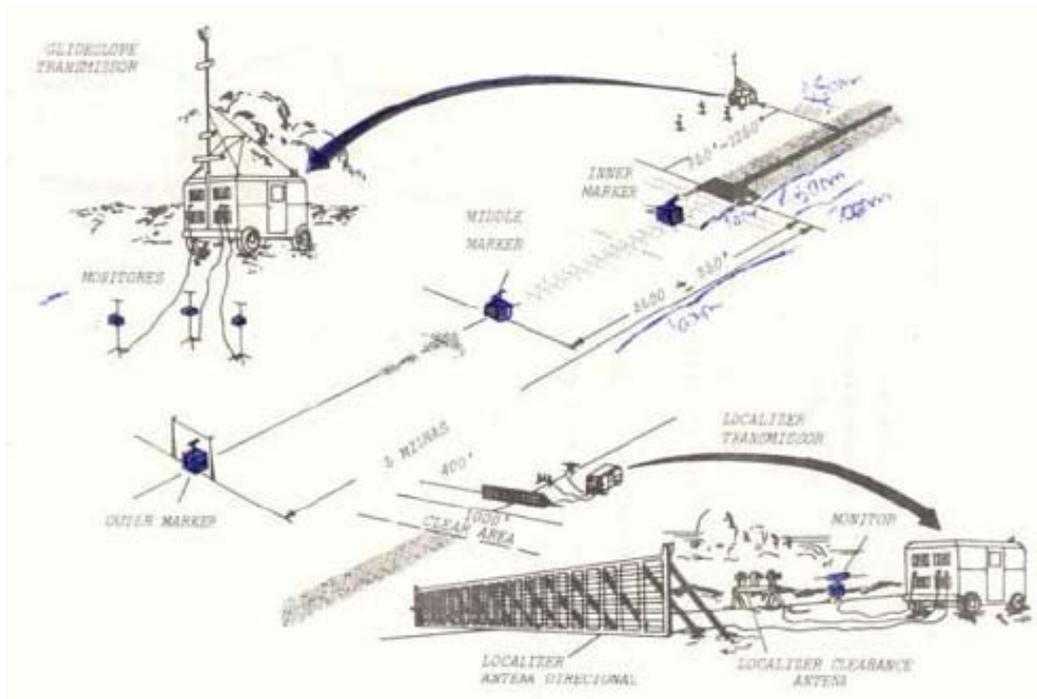


Fig.40- Localização das antenas de LOCALIZER e GLIDE SLOPE

Este emissor opera na gama de UHF entre os 328.6 e os 335.4 MHz com espaçamento entre canais de 150 KHz. Apesar da frequência de emissão dos emissores de GLIDE SLOPE e LOCALIZER serem diferentes, a sintonia faz-se de uma forma única. Deste modo, quando se sintoniza uma estação de ILS está-se a sintonizar, em simultâneo, o GLIDE SLOPE e o LOCALIZER.

MARKER BEACON

RÁDIO BALIZAS (MARKER BEACON) que fornece a indicação fixa de distância a percorrer ao longo da trajetória de aproximação. As rádios Balizas emitem um sinal vertical, segundo um cone. O alcance é de aproximadamente 3000 pés.

Estas rádio-balizas são, normalmente, 3 e são designadas por:

- OUTER MARKER (rádio baliza mais exterior)
- MIDDLE MARKER (rádio baliza colocada no ponto médio)
- INNER MERKER (rádio baliza interior)

Por vezes esta última é dispensada. Todas elas emitem uma frequência de 75 MHz, pelo que só é necessário

ter a bordo um receptor próprio.

Cada um destes marcadores encontra-se a uma distância bem definida da pista:

- OUTER – aproximadamente 5 milhas de início da pista;
- MIDDLE – aproximadamente a 3500 pés em frente do início da pista;
- INNER – a cerca de 300 pés do início da pista.

Por outro lado, cada rádio baliza emite segundo um determinado código, o qual permite identificar o receptor em causa.

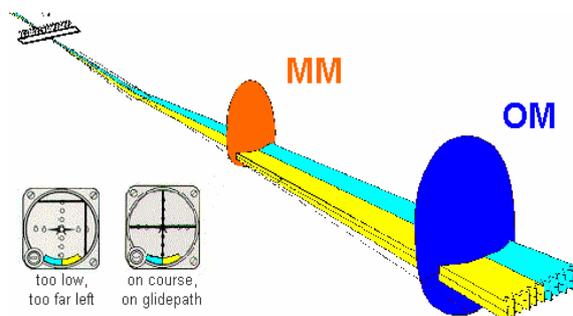


Fig.41- Indicação do LOCALIZER e GLIDE SLOPE

RÁDIO FAROL DE ALINHAMENTO DA PISTA (LOCALIZER).

No LOCALIZER existe um total de 40 canais espaçados de 50 KHz na banda dos 108,10 a 111,95 MHz, usando somente as frequências ímpares nas décimas do contador existente, deste 108,10 e 108,15 MHz são frequências de LOCALIZER. O rádio farol de alinhamento da pista fornece um diagrama de radiação conforme se vê na figura.

Este diagrama consiste em duas partes distintas no espaço, resultando um delas na radiação RF modulada por um tom de 150 Hz e a outra, também RF, modulada por um TOM de 90 Hz. Conforme referido anteriormente, este emissor opera em VHF entre os 108,1 a 119,9 MHz, apresentando um alcance de 75 milhas a 10.000 pés de altitude.

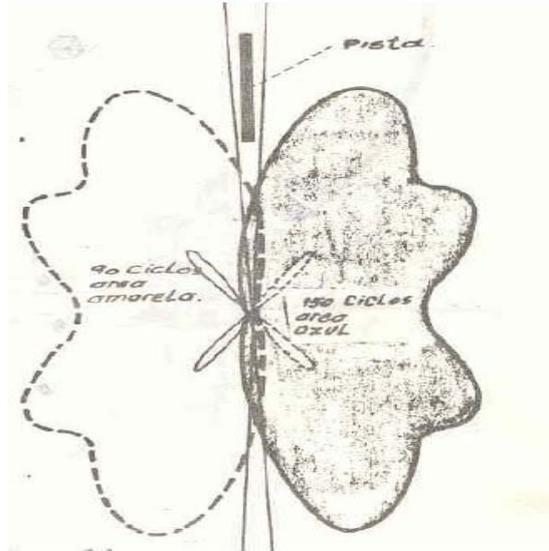


Fig.42- Diagrama de radiação do LOCALIZER

Assim, o sinal recebido consiste em dois tons de modulação que têm uma intensidade relativa determinada, pela amplitude dos seus diagramas direccionais correspondentes, na direcção do ponto de recepção. Estes dois tons separam-se na saída do receptor por meio de filtros, rectificam-se e aplicam-se imediatamente a um instrumento com zero ao centro. Deste modo, a saída de uma dada tonalidade tende a produzir um desvio para a direita enquanto a saída da outra tonalidade produz um desvio para a esquerda.

Assim, o instrumento indicará zero quando as duas tonalidades têm a mesma amplitude, indicando que a aeronave está na trajectória correspondente aos dois sinais de igual intensidade.

É usada uma polaridade Horizontal e as antenas, em número de 5 ou 7, são constituídas por antenas verticais ou de quadro, alinhadas em linha recta, perpendicular com o eixo da pista

RÁDIO FAROL DE ALINHAMENTO DE DESCIDA (GLIDE SLOPE).

Este rádio farol produz uma trajectória parabólica que proporciona um guia vertical necessário para a aterragem quando o avião segue um rumo definido pelo LOCALIZER. A trajectória de aterragem nestas condições pode ser produzida pela intercepção dos diagramas direccionais de duas antenas sobrepostas no mesmo eixo vertical, uma colocada sobre a outra. A antena colocada mais alto é, normalmente, um "V" invertido, tendo uma abertura de 60° e com dois reflectores localizados a cerca de 9 metros a partir do solo, para produzir uma radiação vertical. Conforme apresentado anteriormente, este emissor opera em UHF entre os 328,6 a 335,4 MHz, com espaçamento entre canais de 150 KHz. O alcance é de 15 milhas para uma altitude de 500 pés. É possível seleccionar um total de 40 canais.

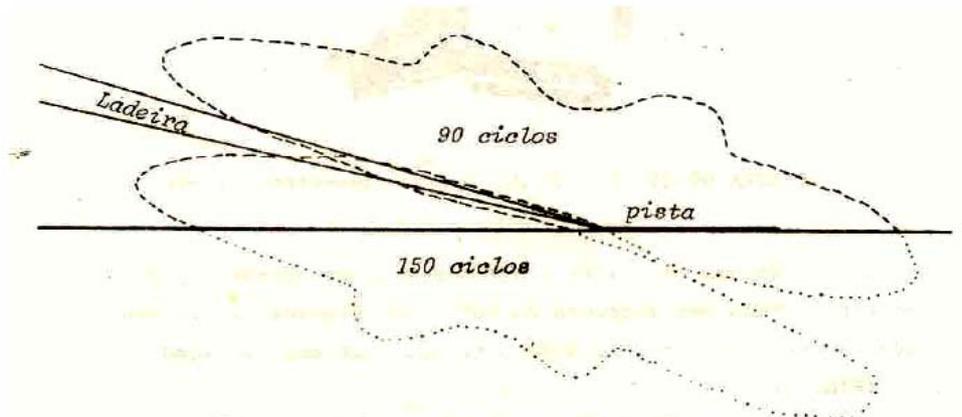


Fig.43- Diagrama de radiação do GLIDE SLOPE

Na figura anterior vê-se o diagrama de radiação. Do mesmo modo que no LOCALIZER, também aqui existe uma portadora modulada em 150 Hz e 90 Hz. Quando a aeronave desce na ladeira, a agulha do indicador encontra-se no meio. Logo que o avião começa a deslocar-se para um dos lados esse tom tem maior intensidade, levando a agulha a deslocar-se do centro.

RÁDIO BALIZAS DE APROXIMAÇÃO.

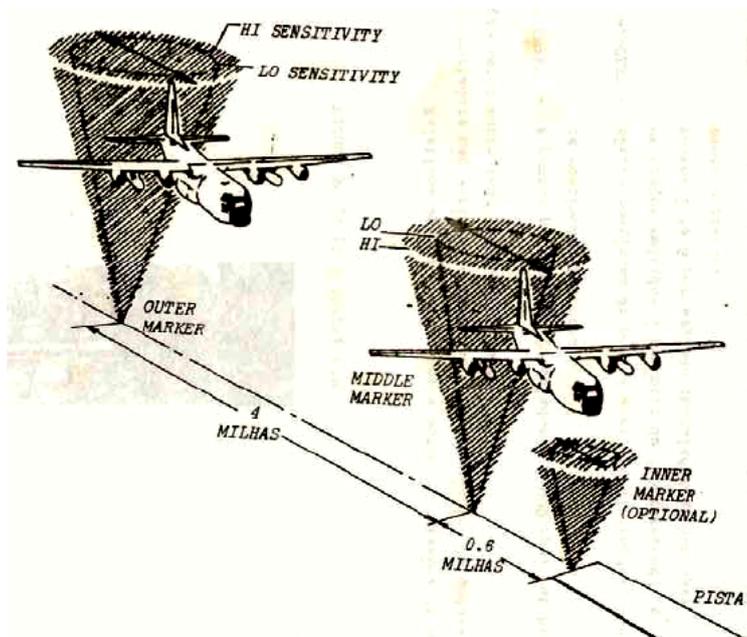


Fig.44- MARKER BEACONS

Os MARKER BEACON são constituídos por um emissor de 1 a 5 Watts, modulados em amplitude a 95%, com duas antenas de meio comprimento de onda em linha. Os eixos das antenas são paralelos com o eixo da pista e os centros das antenas estão a cerca de meio comprimento de onda um de outro.

A radiação efectua-se segundo um cone de eixo vertical pouco aberto, na direcção perpendicular e provoca a bordo do avião, durante um curto instante, a iluminação de uma lâmpada especial e a audição de um som. O alcance é de cerca de 1 km

As rádio balizas funcionam em 75 MHz com uma tolerância de + 0.02%.

A bordo da aeronave existe um único receptor cuja frequência modulada é apresentada do seguinte modo:

- INNER – 6 pontos (som) por segundo (modulados a 3000 Hz), luz branca continuamente acesa.
- MIDDLE – Séries contínuas de pontos (som) e traços alternados, sendo os traços emitidos à cadência de 2 pontos por segundo e os pontos emitidos à cadência de 6 pontos (modulados a 1300Hz) luz âmbar a piscar.
- OUTER – 2 traços por segundo dum modo contínuo (modulados a 400 Hz) luz azul a piscar.

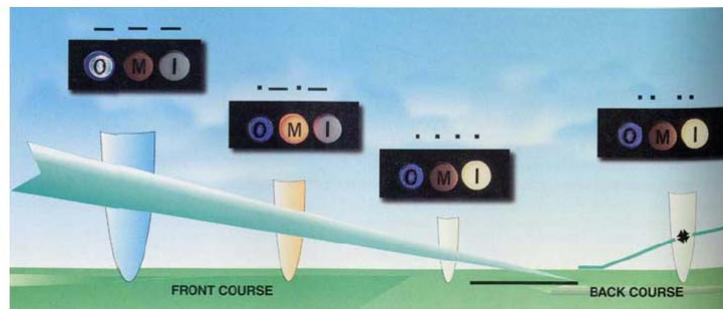


Fig.45- Sistema de luzes de aviso

CARACTERÍSTICAS LIMITADORES DO ILS.

- Depende do terreno na vizinhança das antenas. Os sinais do LOCALIZER e do GLIDE SLOPE são afectados pelos objectos reflectores tais como hangares, árvores, etc.
- Há limitações à aproximação combinada a uma única ladeira, independentemente da mobilidade da aeronave.

- O uso de bandas rádio eléctricas de VHF e UHF, simultâneo, limita o número de canais disponíveis nos sistemas (40), os quais estão sujeitos a interferências.
- O tamanho e características das antenas não permite fácil instalação nas pequenas áreas de aterragem para aeronave tipo STOL e VTOL (SHORT / VERTICAL TAKE OFF AND LANDING).

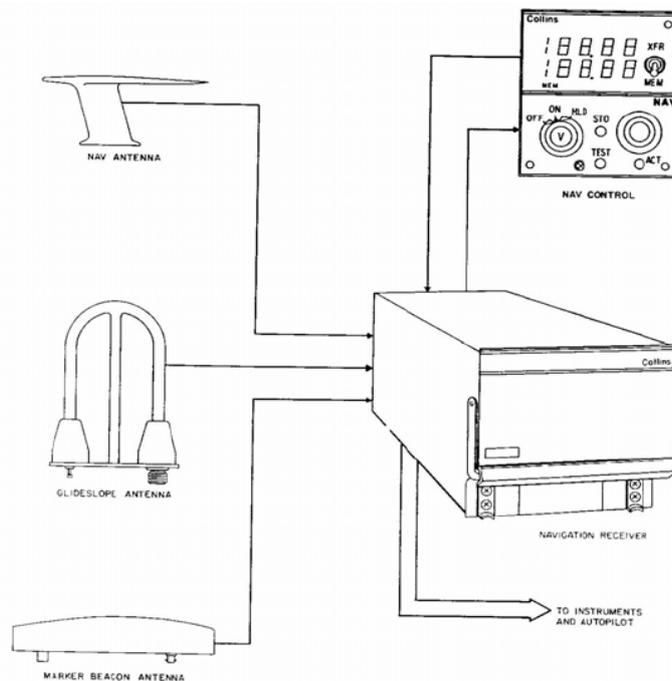


Fig.46- Exemplo de um sistema VOR / ILS

VOR (VHF OMNING RANGE).

VANTAGENS DESVANTAGENS DO SISTEMA VOR

VANTAGENS

- Boa precisão e grande estabilidade na indicação, em quaisquer condições atmosféricas;
- Apresenta a informação de forma elaborada, prática e de forma contínua;
- Possibilidade de utilização da informação para dirigir o piloto automático;
- Utiliza informação quer de rota quer de aproximação;
- Imunidade aos parasitas atmosféricos;

- Ausência de saturação do espectro.

DESVANTAGENS

- Cobertura incerta a baixa altitude devido à propagação em linha de vista;
- Precisão insuficiente em zonas de tráfego intenso;
- Sensibilidade à reflexões em obstáculos;
- Indicação apenas em azimute.

DESCRIÇÃO DO SISTEMA

VOR é uma ajuda rádio que trabalha na banda de frequências entre os 108 e 118 MHz, em canais espaçados de 50 KHz. Nesta banda compreende-se o ILS. Dos 200 canais disponíveis, 160 são usados para VOR em geral, sendo 120 para estações de VOR em navegação e 40 para terminal VOR (TVOR). O TVOR tem como característica o uso de potências de emissão mais reduzidas (50 W) e menor alcance (25 milhas). Este sistema fornece um número ilimitado de azimutes para e de uma estação. A indicação de azimute é apresentada visualmente num instrumento colocado a bordo (ver figura do RMI). Como referido anteriormente, o ILS opera na banda de 108 a 112 MHz, usando um total de 40 canais.

O facto de o VOR operar em VHF oferece:

- Melhor relação sinal ruído;
- Maior segurança nas comunicações;
- Menores dimensões de antena.

O VOR baseia-se na medição da diferença entre a fase de dois sinais rádio que chegam à aeronave, vinda de uma estação rádio colocada no solo.

Um dos sinais é emitido mantendo a fase em todos os azimute e outro dos sinais é emitido variando a fase consoante o azimute

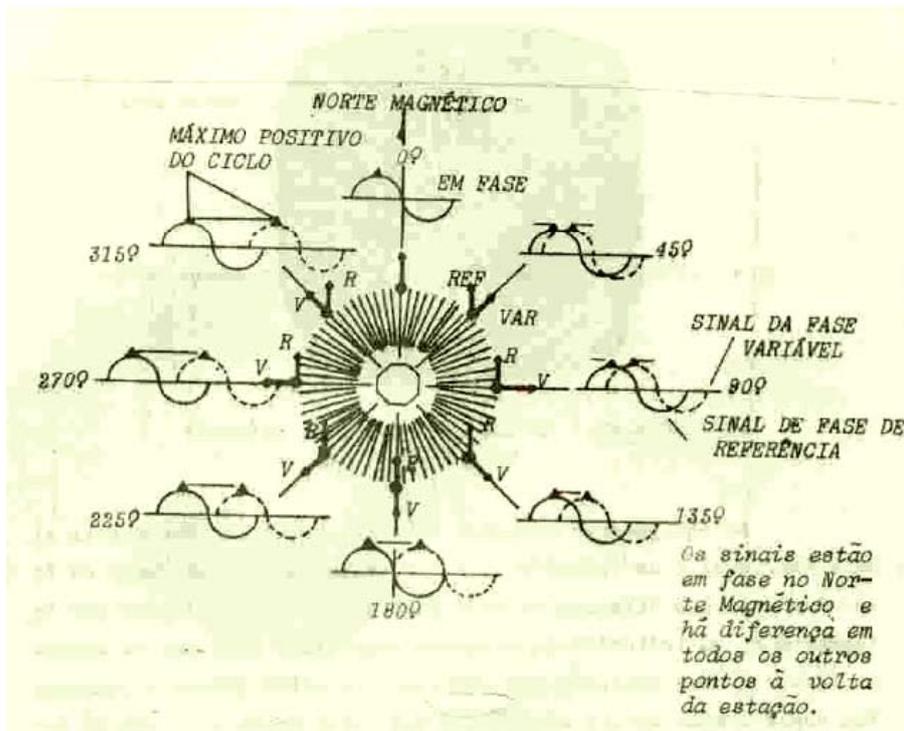


Fig.47- Diagrama de radiação VOR

Deste modo, uma antena central irradia uma portadora, modulada com uma frequência áudio de 30 Hz, modulada em frequência num sinal de 9960Hz, sendo a sua transmissão omnidireccional. A outra antena que roda a 30 RPS irradia um sinal direccional.

Os dois sinais são ajustados para estarem em fase na direcção do norte magnético e, em virtude da rotação do segundo sinal, este terá uma fase diferente do primeiro sinal, de acordo com a direcção da transmissão.

Quando o receptor da aeronave recebe estes dois sinais (variável e de referência), irá determinar a diferença de fase. Esta diferença de fase irá ser apresentada no indicador de azimute magnético (RMI). Na RMI existe um mostrador rotativo a que se dá o nome de Limbo (BUSSOLA), uma agulha simples e uma agulha dupla. O limbo é actuado pelo sistema principal da bússola à distância e funciona independente do receptor. O limbo roda quando o avião roda e o rumo magnético está constantemente representado sobre a marca existente no topo.

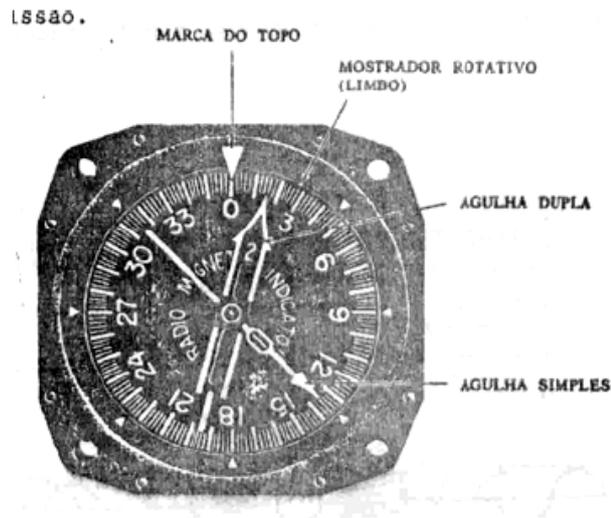


Fig.48- Indicador RMI

A agulha indica o rumo magnético da aeronave para estação VOR que se sintonizou no receptor. Se a aeronave estiver apontada, simultaneamente, para a estação e para o norte, a ponta da agulha dupla e o rumo magnético do avião estarão apontados para o topo do instrumento. Se se fizer uma volta de 90° à direita, o limbo rodará 90° esquerda e a agulha dupla rodará também de 90°, uma vez que esta aponta sempre para estação.

A agulha simples, quando ligado um outro receptor, funciona de modo idêntico ao da agulha dupla. Deste modo pode ser ligada outra rádio Bússola ou equipamento de recepção VOR.

De modo a saber se a aeronave se desloca para a estação rádio ou se afasta dessa estação, existe a indicação de TO e de FROM, respectivamente.

EQUIPAMENTOS DE VOR NA AERONAVE

As unidades que compõem o VOR são as seguintes:

- Unidade de navegação;
- Antena VOR;
- Antena GS;
- Painel de controlo.

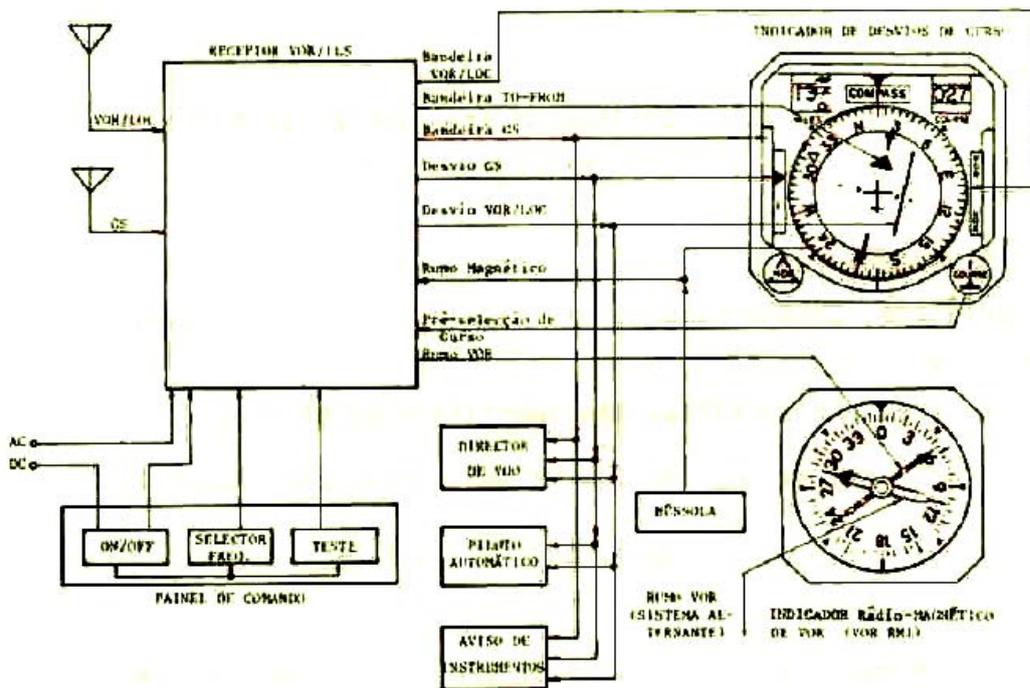


Fig.49- Esquema de bloco do VOR

Na imagem anterior pode ver-se um esquema de blocos do VOR/ILS. A informação de desvio de VOR/LOC é dada pela barra de desvio de rumo do CDI (COURSE DEVIATION INDICATOR), ponteiro de desvio LOC do FDI. As bandeiras de aviso de VOR/LOC e GS dão a indicação de uma falha do sistema associado.

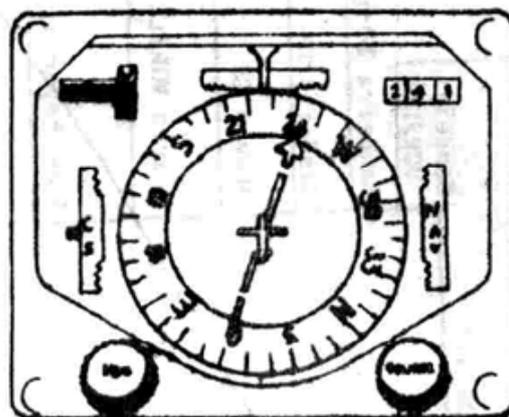


Fig.50 - CDI (Course Deviation Indicator)

EQUIPAMENTO DE TERRA

Relativamente à estação VOR, localizada em terra, podem salientar-se os seguintes aspectos:

- Funciona na faixa dos 112-118 MHz com uma potência da ordem dos 200 W.
- A onda portadora é modulada em amplitude por dois sinais.

VOR DOPPLER – DVOR.

Este tipo de VOR provoca no sinal recebido um escorregamento DOPPLER (ver capítulo de DOPPLER). Este VOR é constituído por 48 radiadores dispostos em circunferência de 13,5 metros de diâmetro e uma velocidade de rotação de 30 rps. Estes radiadores vão ser comutados sequencialmente, em sentido directo à razão de 30 voltas por segundo. Este tipo de VOR é muito menos afectado pelas condições de instalação e fornece dados azimutais mais precisos que o VOR.

O DVOR é compatível com o VOR de modo a garantir uma maior fiabilidade nos dados recebidos. No DVOR o sinal de referência é do tipo AM (modulação em amplitude) de 30 Hz e o sinal variável é do tipo FM (modulação em frequência) de 30 Hz sobre uma portadora de 9960 Hz.

No caso do DVOR, à medida que a aeronave se aproxima da estação terrestre, há um maior efeito de CLUTTER provocado pelo terreno (note-se que a instalação de um VOR necessita que, num raio de algumas centenas de metros, não haja arborização e instalações que possam provocar perturbações na propagação), mas o equipamento de bordo de um DVOR tem capacidade de vencer o ruído provocado pelo terreno (CLUTTER).

SISTEMA TACAN (TACTICAL AIR NAVIGATION).

DESCRIÇÃO GERAL DO TACAN

O TACAN é o sistema usado em aeronaves militares para fazer face ao aumento dos requisitos que estas aeronaves têm de ter no que respeito à sua operação e manobra.

O TACAN é um sistema de navegação para curtas distâncias que dá informação exacta e continua de

azimute e distância em declive (Slant-Range). Este sistema é adequado para aeronaves de caça uma vez que, tanto a informação de navegação como a de aproximação se apresentam visualmente sobre um pequeno painel de instrumentos. Por outro lado, este sistema dá uma melhor precisão e maior versatilidade na instalação do rádio farol, conjuntamente com uma maior mobilidade, quando comparado com o VOR.

O TACAN produz um número infinito de rotas em azimute de aproximação ou afastamento à ajuda rádio. O DME está integrado no TACAN, dando informação contínua de distância em declive relativamente à rádio ajuda.

O TACAN opera na banda UHF dos 962 a 1213 MHz, tal como o DME, dividida em 3 sub – bandas. Dos 1025 a 1150 MHz a aeronave interroga a estação no solo quanto à distância. Dos 962 a 1024 e dos 1151 a 1213 MHz são utilizadas para transmitir (respostas) da estação de terra à aeronave, contendo informação de azimute e distância.

O DME do TACAN funciona em tudo de modo idêntico com o DME do conjunto VOR/DME. No que respeita à componente azimute, o TACAN não é compatível com o VOR, uma vez que as frequências são VHF para o VOR e UHF para o TACAN, por outro lado existe uma polarização vertical no TACAN e horizontal no VOR e, também, os tipos de modulação não são coincidentes.

Na figura seguinte encontra-se um esquema do funcionamento do TACAN.

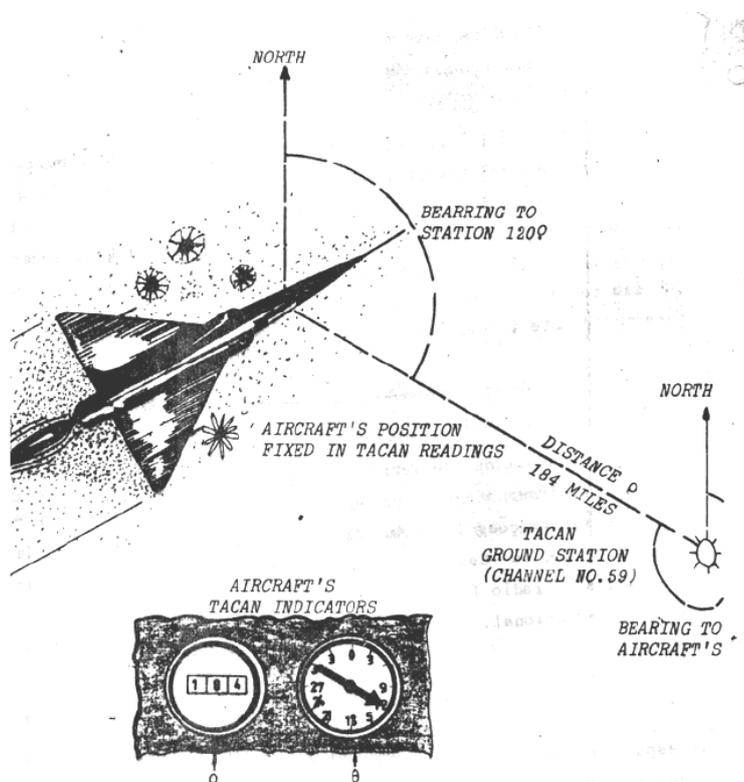


Fig.51- Esquema de funcionamento do TACAN

O TACAN tem um alcance de 200 milhas e pode servir um número ilimitado de aeronaves em azimute. No entanto, no que respeita à informação de distância pode responder em simultâneo até 100 aeronaves.

EQUIPAMENTO DE TERRA

No solo existe um emissor receptor (rádio farol) e uma antena rotativa para enviar a informação de azimute e distância. Cada rádio farol identifica-se de 30 em 30 segundos.

Quando uma aeronave recebe, em simultâneo, informação de dois rádio faróis com a mesma frequência, predominarão os sinais de maior intensidade. No caso dos sinais serem de intensidade semelhante, o equipamento procurará primeiro um rádio farol e em seguida o outro.

EQUIPAMENTOS DA AERONAVE

Na aeronave é indicada a posição em duas dimensões (ρ , θ) distância e azimute. Os elementos que constituem o TACAN são os seguintes:

- Antena
- Receptor Emissor
- Caixa de comando
- Indicador de azimute/DME
- Adaptador

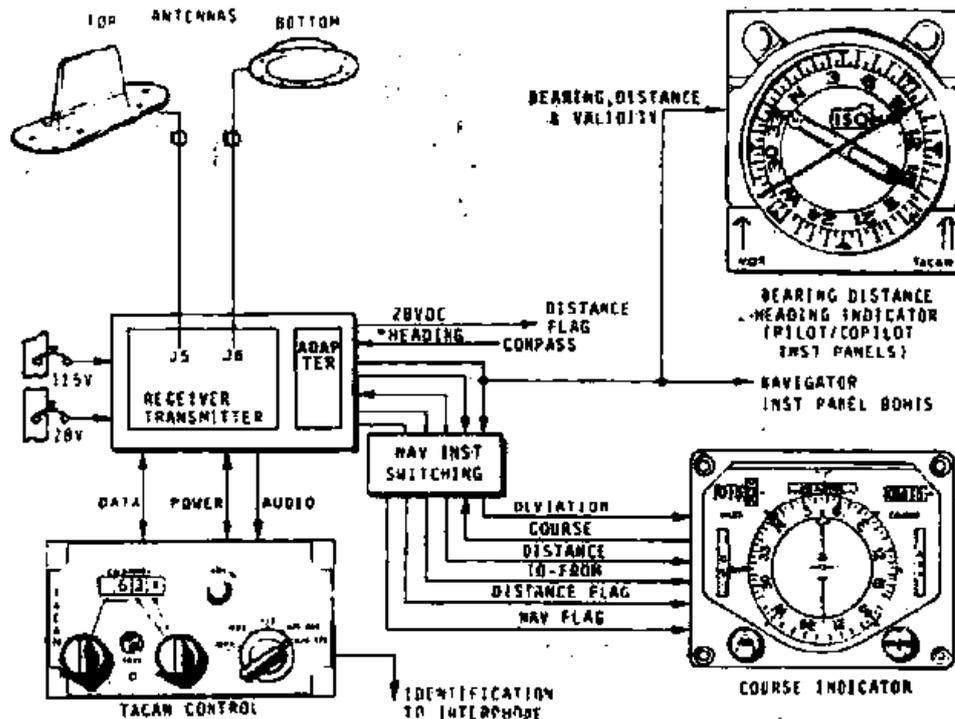


Fig.52- Esquema de blocos do TACAN

OPERAÇÃO DO SISTEMA

Após ter sido seleccionado a frequência de operação e o modo de transmissão e recepção de funcionamento, é aplicado um sinal de E/R a um circuito codificador, no painel de comando.

O circuito codificador (encoder) fornece um sinal ao circuito T/R, produzindo sinais de sintonia e controlo que tornam operativos, ambos os circuitos de emissor e receptor.

O transmissor produz um impulso de interrogação que é aplicado através do "diplexer", à antena. A antena envia o sinal de interrogação para a estação de terra a qual, após um determinado intervalo de tempo, introduz uma resposta de distância no sinal. Os sinais combinados de posição e distância são transmitidos para a antena da aeronave.

A antena fornece o sinal combinado, através do "diplexer", aos circuitos de recepção que convertem este sinal num sinal vídeo. O sinal vídeo é aplicado aos circuitos de medida de posição, de medida de distância e de identificação áudio.

Os conversores existentes permitem transformar os sinais em informação digital de posição e de informação de azimute. Por outro lado, são disponibilizados sinais e informação para os indicadores e computadores do sistema de navegação.



Fig.53- Equipamento TACAN da aeronave

Informação do selector do curso no indicador de desvios de curso é aplicada ao circuito de desvio rumo/posição, o qual usa esta informação e a informação de posição, a fim de calcular o desvio de curso e informação TO/FROM.

A trinta segundos de intervalo, o sinal de posição é interrompido e substituído por um sinal de identificação da estação. O sinal é um grupo de três letras, o qual é processado pelo circuito de identificação áudio. Este circuito produz um sinal auditivo, que é aplicado ao sistema de interfonia do avião.

MEDIDOR DE DISTÂNCIA (DISTANCE MEASURING EQUIPMENT – DME).

GENERALIDADES

O equipamento DME permite medir a distância de uma aeronave a um radiofarol no solo, cuja localização é reconhecida, com a possibilidade de conhecer a identidade desse radiofarol para evitar qualquer erro. É possível conhecer a distância na horizontal usando a seguinte equação:

$$S = G + (H/6080) \text{ ignorando a curvatura da terra.}$$

S é distância da aeronave à estação, em milhas náuticas na diagonal;

G é a distância (mn) na horizontal e (H/6080) (ft) é a altitude.

A medida de distância é deduzida do tempo de ida e volta dos impulsos emitidos pela aeronave e reenviados pelo radiofarol no solo, acrescido do atraso da estação no solo. A emissão da aeronave leva o nome do interrogador e o equipamento em terra indica o nome do respondedor. O DME funciona, normalmente, com

o VOR permitindo, assim, obter a distância e o azimute.



Fig.54- Indicador DME (modelo antigo)

CARACTERÍSTICAS GERAIS DO DME

Este equipamento indicará de um modo contínuo e exacto a distância entre a aeronave e o ponto de referência de uma instalação colocada no solo. Neste sistema existem dois elementos fundamentais: um instalado a bordo e o outro no solo. O equipamento de bordo designa-se por interrogador e o de terra o respondedor.

Este sistema mede a distância oblíqua de uma aeronave a um certo respondedor. O alcance é de aproximadamente 200 mn. A cobertura é feita de um modo permanente em todas as direcções até uma altitude de cerca de 18.000 metros.

A ICAO recomenda que até 200 milhas do respondedor, o erro total do sistema deverá ser de 3% da distância e sempre inferior a 0,5 milhas.

O sistema usa a faixa de frequência dos 1025 a 1150 MHz, dividida em canais de 1 MHz para as frequências de interrogação, com um total de 126 canais modo X e Y, e a faixa de 1088 a 1213 MHz para o modo X e 962 a 1087 MHz para o modo Y, divididas, também, em canais de 1 MHz para as frequências de respostas, num total de 126 canais.

Os impulsos de interrogação e resposta serão constituídos por pares de impulsos, cuja duração é de 3,5 μ s e separados de 12 μ s para interrogações e respostas em modo X e 36 μ s para interrogações em modo Y com respostas a 30 μ s em modo Y.

Todas as estações em terra emitirão um sinal de identificação da estação de terra que está a responder.

Tanto o rádio farol como o emissor usam uma única antena omnidireccional para enviar e receber os pares de impulsos. Uma vez em cada $30 \mu\text{s}$ o rádio farol emite a sua identificação, que é detectada pela aeronave, levando um sinal MORSE para que o piloto consiga identificar a estação.

O DME possui um modo de busca automática o qual entra em funcionamento quando, ao fim de um certo tempo, a aeronave deixa de receber informação do rádio farol. Neste caso as interrogações deixam ser efectuadas.

Quando existe um número reduzidos de aeronaves a interrogar, não existem problemas na resposta da estação. Um rádio farol deve transmitir pares de impulsos distribuídos aleatoriamente a um ritmo, mínimo, de 700 por segundo. No entanto, o rádio farol não consegue responder a mais de 100 aeronaves em simultâneo. Existem técnicas que permitem que a estação no solo possa responder só àquelas que estão mais próximos do rádio farol.

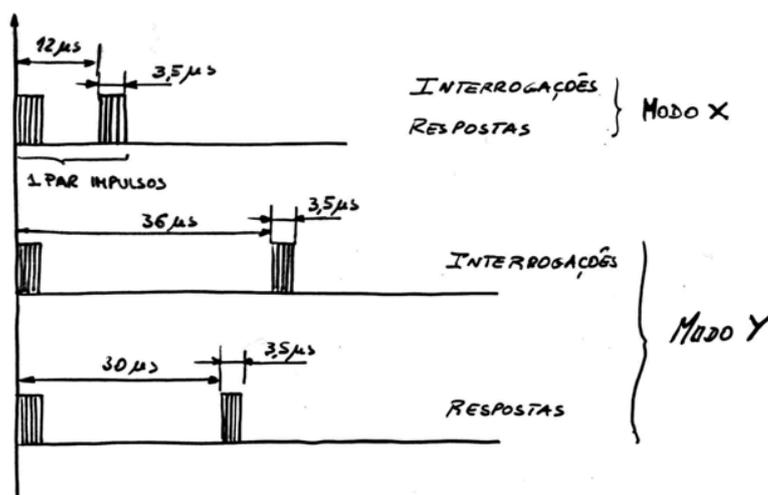


Fig.55- Trem de impulsos

EQUIPAMENTO EM TERRA

No emissor de terra existem os seguintes componentes:

- Um receptor funcionando na frequência F' de interrogação.
- Um emissor funcionando na frequência F'' de resposta.
- Circuito de descodificação e recodificação.

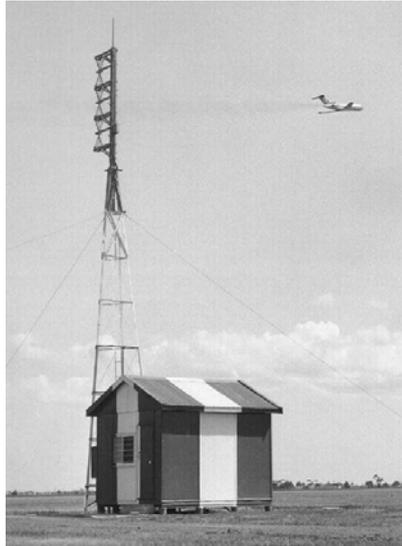


Fig.56- Antena DME em terra

PAINEL DE COMANDO

Cada instalação VOR/DME de terra tem uma frequência específica de VOR e uma de DME. Dado que o sistema DME e VOR operam em conjunto, os comandos de VOR e DME são localizados no mesmo painel de comando e consistem num selector de frequência VOR/DME e um interruptor de comando DME.

ANTENA

A antena do DME está instalada na parte inferior da fuselagem, ligada ao interrogador.

EMISSOR/RECEPTOR

Ao ser seleccionado o VOR o E/R DME associado é automaticamente sintonizado para a estação DME em terra, com a mesma instalação.

O E/R transmite um par de impulsos de UHF que fazem disparar uma resposta semelhante numa estação terra, para o avião.

Durante o ciclo de emissão e recepção o E/R do DME envia um impulso de supressão ao IFF, uma vez que ambos os sistemas (ATC e DME) utilizam impulsos codificados e operam na mesma banda de frequência, o impulso de supressão actua, para evitar interferência entre sistemas. O mesmo se passa para o sistema IFF (ATC).

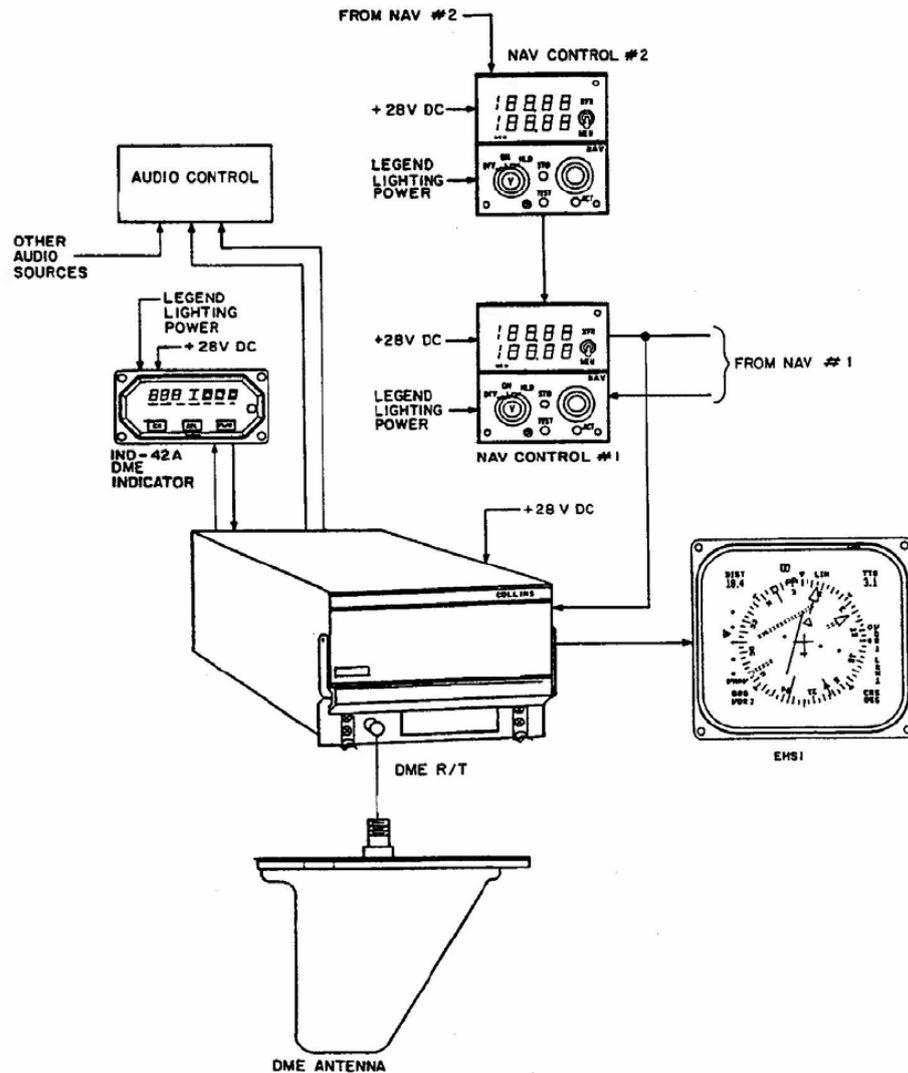


Fig.57- DME - diagrama de bloco do equipamento de bordo

INDICADOR

O indicador de DME é do tipo contador digital, fornecendo a indicação em milhas em 3 dígitos. Quando o sistema DME está bloqueado numa estação, os indicadores diminuem quando a aeronave se aproxima e aumenta quando a aeronave se afasta.

SISTEMA ADF.

O ADF é um dos sistemas aviônicos mais difícil de instalar e manter numa aeronave. ADF significa detector automático de direcção, mas até há poucos anos, atrás, o sistema não era automático, o piloto tinha que o sintonizar até ouvir o sinal de áudio que identificava a recepção de uma estação, e notar que a agulha se movia. O único propósito do ADF é apontar para uma estação emissora ou mostrar a passagem pela mesma, contudo este sistema é dos mais complicados existentes a bordo.

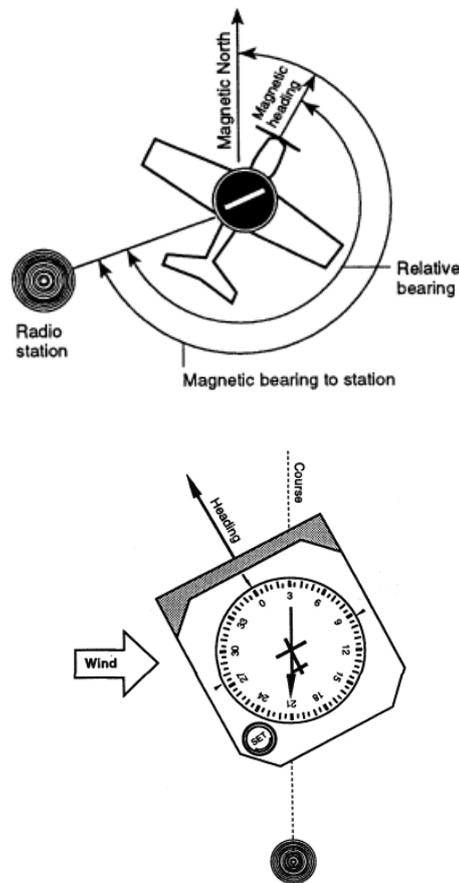


Fig.58- Emissão e Indicação de ADF

FUNCIONAMENTO DO SISTEMA DE ADF

Uma onda de propagação rádio possui duas componentes, o campo eléctrico geralmente designado por 'E' e o campo magnético designado por 'H'. Estes campos são perpendiculares entre si, e as suas amplitudes variam sinusoidalmente ao longo do tempo.

Todas as estações NDB transmitem ondas polarizadas verticalmente, o que significa que o campo eléctrico 'E' é vertical e o campo magnético 'H' é horizontal. O campo 'H' induz uma tensão eléctrica no loop de uma antena ADF. A antena de loop consiste em dois conjuntos de espiras perpendiculares enroladas sobre um núcleo de ferrite. Ao medir o atraso entre estes dois campos, 'E' e 'H' o ADF é capaz de determinar a direcção de onde provem a radiação electromagnética.

O sistema está ainda provido de uma outra antena de recepção não direccional, a 'sense antenna'. Esta antena serve para manter uma fase de referência, e deve estar desfasada da antena de loop de 90°. É da maior importância a instalação correcta destas antenas na aeronave, o sistema ADF tem que 'saber' exactamente onde estão localizadas a bordo as antenas, de forma a não fornecer ao piloto informações erradas de 180°.

Todos os sistemas ADF possuem duas antenas, nos sistemas mais antigos, essas antenas estão separadas. A antena em loop, de forma plana, está normalmente colocada na parte inferior da aeronave. A antena de 'sense' é constituída por um fio longo que normalmente une a deriva vertical ao topo da fuselagem. Em aeronaves de grande porte, esta antena pode também ser encontrada na parte inferior da aeronave.



Fig.59- Antena ADF de Loop

Nos sistemas ADF mais recentes, são instaladas antenas combinadas que englobam a antena de loop e a da 'sense'. Esta antena apresenta vantagem do ponto de vista de funcionamento do sistema e do ponto de vista aerodinâmico, pois o seu arrasto é diminuto, e não agarra gelo como as antenas constituídas por um fio longo. A instalação destas antenas é normalmente executada na parte inferior da aeronave.



Fig.60- Antena ADF de 'Sense'

A maioria dos equipamentos ADF possui um selector que permite a selecção de modos de funcionamento. Se for seleccionado o modo 'ANT', a antena de loop é desactivada e a recepção passará a efectuar-se apenas pela antena de 'sense'. Nesta situação, a agulha do ADF deverá parquear no 90°. Este modo é usado para melhorar as condições de recepção do sinal de identificação da estação ou para permitir a audição de estações de rádio comerciais de AM. Em modo 'ADF', a antena de loop é activada, e a agulha passará a apontar para a estação.

Alguns sistemas possuem o modo 'BFO' ou 'TONE', neste modo o sistema injecta um tom de 1000 Hz na linha de áudio, que permite a audição em contínuo da identificação de algumas estações CW (onda completa) existentes.

Se o equipamento possuir botão de "TEST", ao pressiona-lo, a agulha irá para a posição 90°, voltando a apontar para a estação quando o botão for libertado.

A selecção das frequências das estações é realizada por rotação de knobs.

Os sistemas mais completos possibilitam a recepção da frequência de emergência marítima, 2182 kHz, possibilitando assim que a aeronave possa efectuar buscas em situações de emergência com o sistema ADF.



Fig.61- Indicador ADF (RMI)

SISTEMA GPS

PRINCÍPIOS DO GPS.

O sistema de posicionamento global (GPS – Global Position System) está baseado num sistema constituído por 24 satélites localizados numa orbita definida pelo U.S Department of Defense. O GPS foi iniciado para ser utilizado para fins militar. No entanto, nos anos 80 este sistema ficou disponível para uso civil. O GPS trabalha em quaisquer condições meteorológicas.

O facto de se usarem satélites, permite enviar informação em linha de vista sobre as várias áreas do mundo. Deste modo a precisão não é afectada pela distância a que está o emissor e o receptor. Há ainda a considerar que os sinais dos satélites penetram na ionosfera sem serem reflectidos.

O GPS é um sistema unidireccional de determinação de posição. A precisão da determinação da distância é extremamente sensível à estabilidade da frequência do oscilador no transmissor. Para compreender um GPS vamos olhar para um caso simples, do qual se conhece a latitude e a longitude.

De modo a resolver este problema e calcular esta duas variáveis (LAT e LONG) são necessárias duas medidas independentes e que são ortogonais, para assim construir duas equações linearmente independentes.

Imaginemos dois transmissores largamente separados com osciladores altamente estáveis (preferencialmente relógio atómico) transmitindo sinais de "RANGE", transportando alguma informação em relação ao tempo de transmissão do sinal de "RANGING".

Admitimos que o utilizador é um navio na superfície do oceano, interessado em conhecer a LONG. e a LAT. e não a altitude. Admitimos também que o utilizador tem um receptor capaz de seguir este sinal de "RANGING" transmitido para fazer medidas de "RANGE" do emissor. Se o utilizador tiver também um relógio atómico sincronizado com o do emissor. Então, o tempo de trânsito do emissor para receptor será verdadeiro.

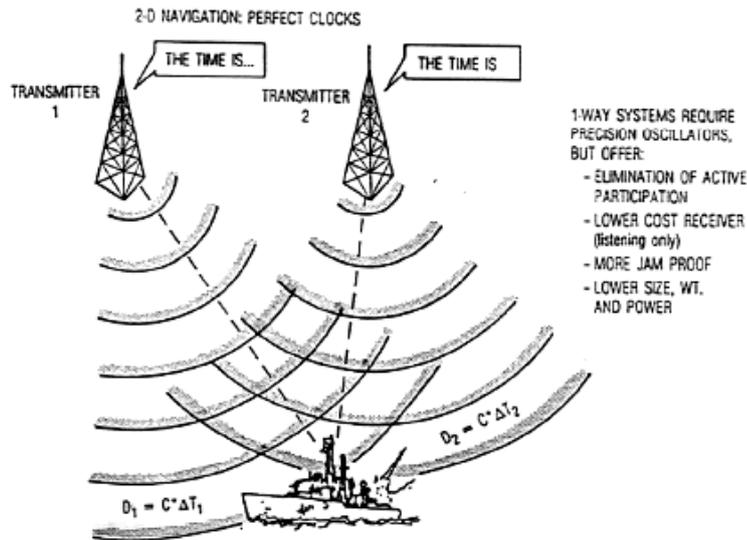


Fig.62- Exemplo de recepção de duas estações

Na figura apresenta-se o que foi dito anteriormente. As medidas de "RANGE" feitas pelo receptor podem ser escritas:

➤ $D_1 = C \Delta T_1$ e $D_2 = C \Delta T_2$

C – velocidade de propagação da e.m. no espaço livre;

ΔT – intervalo de tempo para o sinal de "RANGING" viajar de emissor até o receptor.

Dado que os emissores estão permanentemente localizados as suas coordenadas, num sistema de referência fixo em terra, estão disponíveis. Conhecendo a localização dos emissores, podem constituir-se equações de medida, a partir das quais se determina a LAT. e a LONG.

No entanto, o GPS não está fixo numa determinada posição. Ele está baseado no espaço e os seus emissores estão em satélites que giram à volta da Terra.

Apesar dos satélites se moverem de forma contínua é possível, usando do método de seguimento convencional, estimar os parâmetros da órbita dos satélites através dos quais se calcula a posição dos satélites num sistema de referência fixa na terra, como função do tempo. Esta informação de posição dos satélites tem de ser continuamente transmitida para os utilizadores.

Vejamos agora o caso que faz uso de 3 posições, é o caso de um helicóptero. Neste caso são enviadas três medidas independentes (3 satélites). O utilizador pode fazer três medidas, calculando o tempo de trânsito de cada sinal de "RANGING" proveniente de cada um dos emissores até ao utilizador. Também aqui os relógios

estão sincronizados. A partir das três medidas de "RANGE", conhecendo as posições do transmissor, podem construir-se três equações lineares, que ao serem resolvidas determinam a localização da aeronave.

FONTES DE ERRO

Os receptores usados pelos utilizadores civis têm um conjunto muito elevado de erros. Entre esses erros podem ser salientados os seguintes:

- Atrasos na ionosfera e troposfera – O sinal do satélite têm de passar através da atmosfera terrestre. O sistema receptor usa um "modelo" para calcular uma média dos atrasos introduzidos por estas componentes.
- Existência de vários percursos – Este erro ocorre quando o sinal do GPS é reflectido pelos objectos que se encontra à volta do receptor. São exemplos disso os edifícios mais altos, montes. Este facto vai aumentar o tempo que o sinal demora a chegar ao receptor, causando erros.
- Erros do relógio do receptor – Uma vez que não é prático ter um relógio atómico no receptor dá origem a desvios deste.
- Erros de órbita – Estes erros são conhecidos como "ephemeris errors", estão relacionados com o envio da informação de localização do satélite.
- Número de satélites visíveis – Quanto mais satélites o receptor conseguir ver melhor é a precisão dos dados processados. Edifícios, terreno, interferências electrónicas, arvoredo podem bloquear a recepção do sinal de satélite, causando erros de posição. Quanto mais "limpa" fora a envolvente ao receptor melhor será a sua qualidade de recepção. Actualmente os receptores GPS não funcionam no interior de edifícios, debaixo de água ou debaixo da terra.
- Geometria do satélite/sombra – Este erro está relacionado com a posição relativa do satélite em qualquer momento. A posição ideal do satélite é aquela em que este se encontra numa posição que permite ver completamente bem o outro.
- Degradação intencional do sinal do satélite – os responsáveis pela constelação de satélites (Militares dos Estado Unidos) degradam, de forma intencional o sinal. Este facto é conhecido como "disponibilidade selectiva". Em Maio de 2000 a "disponibilidade selectiva" deixou de ser provocada. Por este facto conseguem-se, actualmente, precisões na ordem dos 6 a 12 metros.



Fig.63- Emissão e recepção de GPS no dia-a-dia

GPS DIFERENCIAL (DGPS)

O GPS diferencial (DGPS) é usado para obter melhores precisões dos dados de navegação. Para existir DGPS coloca-se um receptor (conhecido como estação de referência) num ponto fixo e conhecido. A estação de referência conhece a sua posição exacta podendo, assim, determinar o erro do sinal do satélite. A diferença de posição, obtida do satélite, e a posição da estação dá origem ao erro de posição. Este erro calculado pela estação de referência é formatado numa mensagem de correcção e enviado para os receptores DGPS. Esta correcção diferencial é usada para que receptor DGPS remova muitos dos erros existentes num GPS normal. O nível de precisão obtido é função do receptor GPS e do "ambiente" onde este está inserido (próximo ou afastado da estação de referência). As correcções podem ser transmitidas em frequências rádio tipo FM, por satélite ou transmissores tipo beacon.

SISTEMA DE NAVEGAÇÃO DOPPLER

Este sistema baseia-se no efeito DOPPLER e usa o princípio do radar de onda contínua (CW). De uma maneira geral um radar CW não modulado é incapaz de medir distâncias, no entanto pode medir a velocidade relativa a um alvo.

Para poder determinar a distância, o sinal do radar CW deve ser modulado em frequência antes da transmissão.

EFEITO DOPPLER

Este efeito baseia-se no facto da frequência de um sinal, se o observador num ponto fixo do espaço ser maior do que o observador na fonte do sinal, se essa fonte estiver em movimento em direcção a esse ponto fixo. Por outro lado, a frequência no ponto fixo será menor do que a da fonte, se este se estiver a afastar do ponto fixo.

Esta variação da frequência é proporcional à velocidade da fonte e no caso de ser constantemente observada e medida, esta informação pode ser usada para determinar o curso e a velocidade da própria fonte de sinal. Neste caso, a fonte de sinal é o sistema DOPPLER instalado na aeronave.

O efeito DOPPLER baseia-se num transmissor fixo (FONTE), transmitindo uma onda de frequência fixa durante um certo tempo "t", com uma velocidade de propagação "c", produz uma onda cuja distância percorrida é dada pelo produto "c*t". Se esse produto se mantiver constante, os tempos de transmissão e recepção são iguais e o receptor receberá o sinal com a mesma frequência com que ele é emitido.

No entanto, quando o transmissor se aproxima do receptor, com uma velocidade constante "v", a onda transmitida durante o tempo "t" ocupa uma distância menor. Neste caso no receptor a onda ocupa um distância dada por $(c-v)*t$.

O sinal terá mais ciclos por unidade de tempo e o receptor irá aparecer uma frequência superior àquela com que ele foi transmitido. Deste modo, exemplifica-se:

- $c = 186.000$ milhas/s (velocidade de propagação da onda)
- $F_c =$ (frequência de transmissão) = 1000 Hz

➤ $v = 1000$ milhas/s

O comprimento de onda (λ) e a frequência de transmissão no receptor (Fr), para uma dada frequência de transmissão (Ft), será constante ($\lambda=c/Ft$).

➤ $\lambda = (c-v)/Ft = (186000-1000)/1000 = 185$ milhas

➤ $Fr = c / \lambda = 186000/185 = 1005$ Hz

O efeito DOPPLER é expresso pela seguinte equação:

➤ $Fr = Ft + Fd$

Fr – frequência de sinal recebido;

Ft – frequência do sinal transmitido;

Fd – frequência Doppler.

Quando o alvo se está a aproximar do radar a frente de onda viaja uma distância menor do que a onda precedente. Neste caso as ondas são recebidas com uma frequência ligeiramente superior à transmitida (ver exemplo anterior).

Se o alvo se afasta do radar, a frequência das frentes de onda recebidas são inferiores ao sinal transmitido.

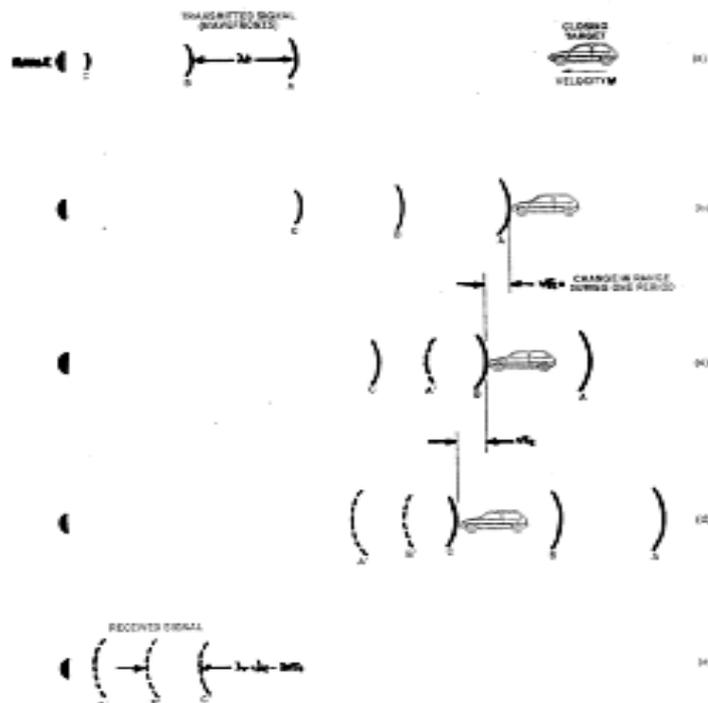


Fig.64- DOPPLER esquema prático

Na figura verifica-se que a distância entre as frentes de onda reflectida quando viajam para o radar é:

- $\lambda_r = \lambda_t - 2vT_t$ λ_r – comp. onda do sinal recebido e λ_t do sinal transmitido
- $\Delta\lambda = \lambda_r - \lambda_t = -2v T_t$ – period. do sinal transm e v – a velocidade do alvo

O resultado é de que o comprimento de onda do sinal recebido é menor do o comprimento de onda do sinal transmitido (aumenta a frequência).

Se a distância entre o radar e o alvo é R , a distância total percorrida pela onda será $2R$. O número de comprimentos de onda percorridos no trajecto de ida e volta é $2R/\lambda$. A diferença de fase é de $\Delta\Phi = 2R/\lambda$. Dado que um ciclo é igual a 2π radianos, a fase é então $\Phi = 4 R \pi / \lambda$ radianos. A taxa de variação da distância/alcance, devido ao movimento do alvo, é chamada de TAXA DE ALCANCE (RANGE RATE) ou VELOCIDADE RADIAL.

Dado que a distância ao alvo está a variar, a fase Φ do sinal recebido, em relação ao sinal transmitido, está a variar constantemente. Uma fase que varia constantemente é equivalente a um salto na frequência. A frequência DOPPLER F_d é igual à variação de fase do sinal recebido no tempo.

APLICAÇÃO DO EFEITO DE DOPPLER

O princípio indicado anteriormente é aplicado na navegação aérea, usando para isso um emissor e um receptor de microondas. O sinal transmitido é enviado directamente para baixo e para a frente através da superfície da terra. O sinal reflectido é detectado pelo receptor. O sinal de retorno é um espectro do sinal enviado e o sinal DOPPLER cobre uma pequena banda de frequência dentro desse espectro. A frequência do TRACKER no sensor DOPPLER identifica a pequena variação de frequência, a qual é proporcional à velocidade da aeronave em relação ao terreno.

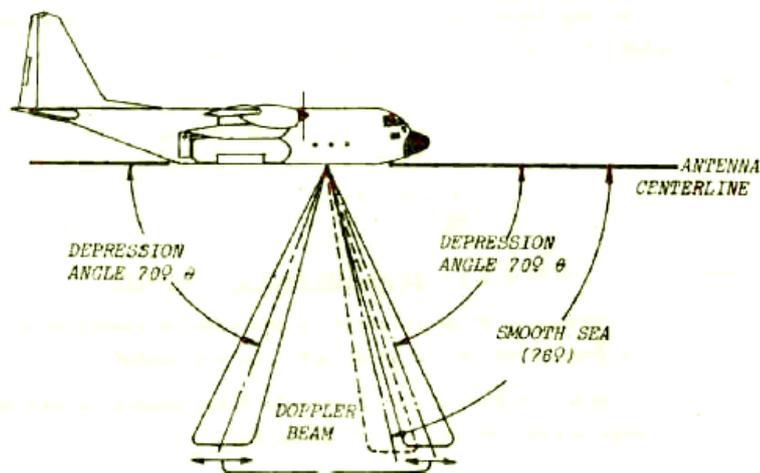


Fig.65- DOPPLER instalado numa aeronave

DESCRIÇÃO

O sistema de navegação doppler fornece à tripulação informação acerca de velocidade-do-terreno e do ângulo de deriva, durante o voo, juntamente com a leitura de milhas-a-voar para um destino e milhas-fora para esquerda ou direita do curso pré-seleccionado. O sistema opera de forma contínua e automática. Este sistema não necessita de ajudas terrenas.

O sistema faz uso dos princípios do efeito doppler. Este sistema consiste nos seguintes componentes:

- Uma antena
- Um emissor/receptor
- Uma unidade TRACKER

- Um indicador
- Um computador de navegação
- Uma unidade display

No sistema entra a informação de rumo magnético (para a antena) do sistema de bússola e fornece desvios de rumo e de sinal de ângulo de erro de rumo, para o sistema de piloto automático.

ANTENA

A antena é um guia de onda alimentada num dos extremos, móvel, estabilizada ao longo do vector velocidade, nos planos de pitch e drift. Os elementos de radiação produzem uma transmissão de 4 feixes cónicos, necessários para a deriva de velocidade-do-terreno e do ângulo de deriva. Quatro pares de interruptores de guia de onda, controlados pelos circuitos de feixes do TRACKER, seleccionam, em sequência, o par apropriado do guia de onda para produzir a sequência de transmissão de: esquerda à frente, direita atrás, direita à frente e esquerda atrás.

A antena está instalada num de esferas que permitem aos elementos de radiação e recepção rodarem, nos planos de PITCH e DRIFT. Estes movimentos são controlados no TRACKER e, uma vez alinhada a antena ao longo do vector velocidade, deixa de haver sinal de entrada, proveniente do TRACKER.

A atitude da aeronave, em relação à incidência e deriva, em relação ao caminho real, é determinada pela medida directa, usando transmissores síncronos. Os transmissores medem a diferença entre a antena e a fuselagem, nos planos de YAW e PITCH. Um transmissor de controlo diferencial, movido pela caixa de engrenagem de deriva, recebe a informação de rumo do sistema da bússola da aeronave. A saída deste transmissor, que é o caminho real, é a soma algébrica do rumo com a deriva. Esta saída é enviada à unidade Display para dar o ângulo-do-terreno-de-rumo (TRACK ERROR ANGLE).

EMISSOR/RECEPTOR

O emissor produz uma portadora CW, a uma frequência de emissor de 800Hz, modulada em FM com um sinal de 400 (+ 15%) KHz e modulada a 8 Hz. A potência de saída é de 1 Watt, nominal.

TRACKER

A função do TRACKER é a de manter a antena alinhada ao longo do vector velocidade. Isto fará com que os feixes transmitidos, "iluminarão" as secções com as mesmas curvas de conversão doppler constante. Quando se consegue esta situação, a conversão de frequência Doppler, dos quatro feixes, será de igual valor a uma constante de relação entre a frequência Doppler e a velocidade da aeronave será mantida. Assim, a velocidade da aeronave será medida com precisão.

COMPUTADOR / DISPLAY

A unidade computador / display são duas unidades distintas. O display tem a função de mostrar o rumo do voo, de acordo com os valores recebidos do computador e deriva o ângulo de erro.

O computador é formado por um módulo de comando de motor, um amplificador, um trem de engrenagens do "resolver", uma fonte de alimentação e a unidade de acoplamento ao piloto automático.

A função do computador é calcular a distância voada e o desvio-fora-do-rumo (ACROSS TRACK DEVIATION), a partir do rumo desejado e estabelecido pelo plano de voo.

De modo a obter tudo isto, é fornecido ao computador a velocidade-do-terreno e o rumo magnético da aeronave. A velocidade-do-terreno é derivada do espectro Doppler, no TRACKER, e é enviada para o computador. O ângulo do rumo da aeronave é obtido do sistema de bússolas da aeronave. O ângulo de rumo é somado ao ângulo de deriva, na antena, a fim de derivar o ângulo real. Esta informação é comparada com o rumo desejado, num transmissor diferencial que é posicionado pela introdução do rumo desejado, na unidade display.

SISTEMA DE NAVEGAÇÃO POR INÉRCIA

ACELERÓMETROS

O instrumento básico de medida num sistema de navegação por inércia é o acelerómetro. Nas aeronaves estão instalados dois acelerómetros, um para medir as acelerações na direcção N-S e o outro para medir na direcção E-W.

O acelerómetro é um elemento pendular que ao sofrer uma aceleração segundo o eixo sensível do instrumento este tende a sair da posição de repouso. Nos extremos do eixo de rotação está instalado um dispositivo que fornece um sinal proporcional ao desvio do acelerómetro em relação à sua posição de repouso (posição de nulo), sinal este que é aplicado a um amplificador. A corrente de saída do amplificador vai actuar num motor, colocado no outro extremo do eixo de rotação do pêndulo, o qual tenderá a repor o acelerómetro na sua posição de repouso. O binário que o motor desenvolve é proporcional à corrente de saída do amplificador e, portanto, à aceleração que o acelerómetro detectou.

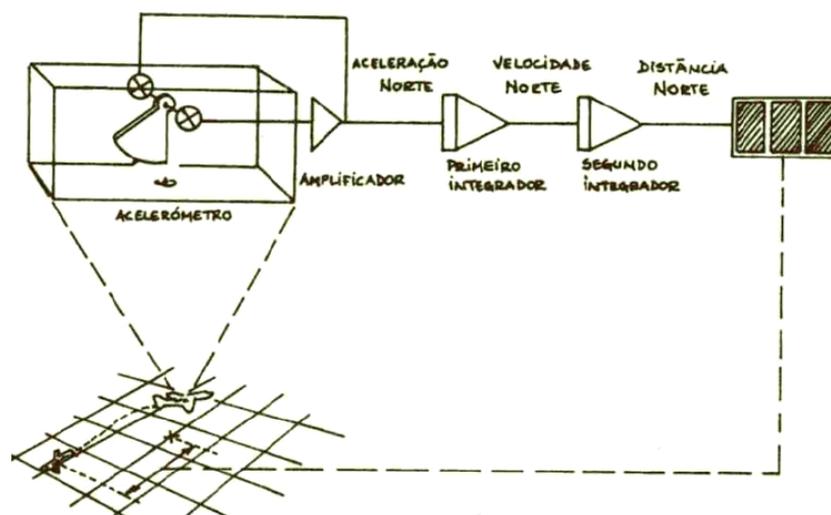


Fig.66- Exemplo do acelerómetro

Na figura anterior está representado um só acelerómetro com os seus circuitos associados. Na realidade irão existir sempre dois: um para a direcção N-S e outro para a direcção E-W. Ao introduzir no computador as coordenadas do ponto de partida, uma vez que o sistema lhe fornece continuamente as direcções N-S e E-W, ele pode indicar a todo o momento as coordenadas da posição do ponto presente da aeronave.

O facto do pêndulo se deslocar devido à atitude da aeronave, irá dar como resultado um sinal de aceleração que é falso, o qual depois de integrado fornecerá ao totalizador um informação errada. Para evitar o aparecimento de falsas acelerações, causadas pela inclinação do acelerómetro, tem de se procurar manter nivelados estes órgãos.

Na prática os acelerómetros estão instalados numa plataforma nivelada por giroscópios, constituídos por uma suspensão tipo "CARDAN", idêntica às utilizadas nos horizontes artificiais.

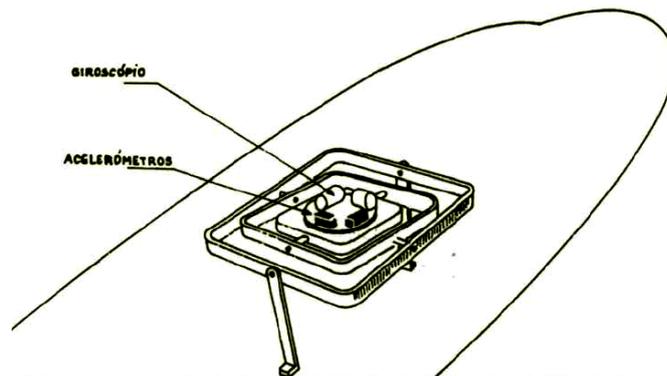


Fig.67- Instalação de uma plataforma na aeronave

GIROSCÓPIOS

Na figura seguinte apresenta-se um giroscópio convencional. Na sua utilização faz-se uso de duas propriedades fundamentais dos giroscópios:

- O eixo de rotação do giroscópio tende a manter-se fixo no espaço, isto é, tende a apontar sempre na mesma direcção (RIGIDEZ NO ESPAÇO)
- Quando se aplica uma força a um giroscópio, o seu movimento (precessão) não é na direcção dessa força, mas sim numa direcção deslocada de 90° , em relação à força aplicada e no sentido do movimento do rotor do giroscópio.

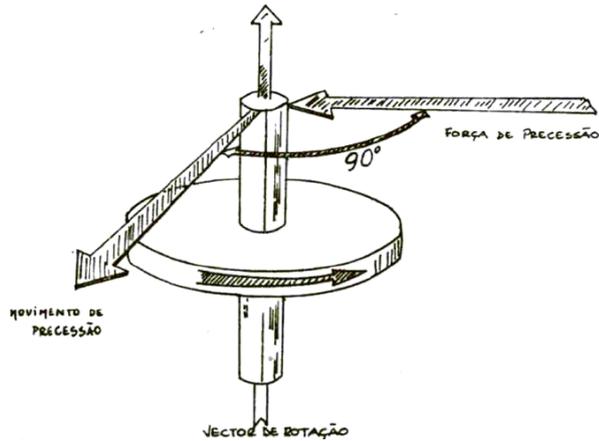


Fig.68- Giroscópio convencional

Embora o rotor dos giroscópios utilizados na estabilização das plataformas de inércia seja utilizado da mesma maneira que os usados os giroscópios convencionais, a carcaça e a suspensão são normalmente diferentes.

Na grande maioria dos casos o rotor está colocado no interior de uma esfera (flutuador) a qual está apoiada, segundo o eixo Y, por pivots, a um anel que está por sua vez "pivotado" à carcaça, segundo o eixo X. A carcaça envolve por completo o flutuador ficando entre eles um espaço muito pequeno, cheio de um fluido com o peso específico igual ao do flutuador. Este último fica imerso em flutuação neutra.

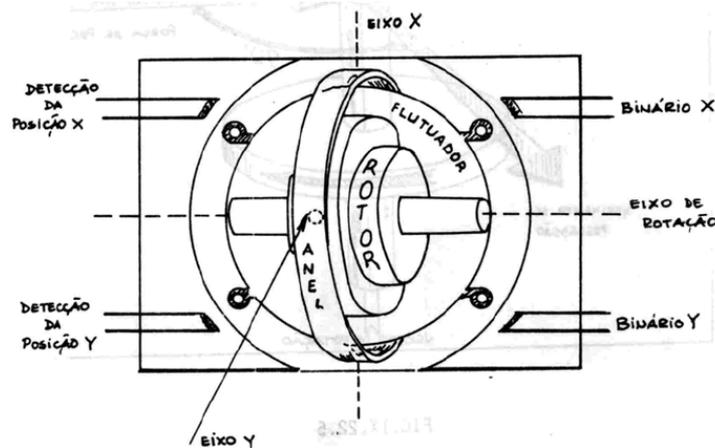


Fig.69- Giroscópio

Como a ligação do flutuador à carcaça é efectuada através do anel, poderão ser medidas as variações da posição relativa flutuador-carcaça segundo os eixos X e Y. Para tal existem fixos à carcaça dois circuitos

detectores daquelas variações.

Fixos à carcaça estão ainda outros dois circuitos que se destinam a fornecer ao giroscópio os binários para a precessão do rotor, segundo os eixos X e Y.

PLATAFORMA ESTABILIZADA POR GIROSCÓPIOS

Na figura seguinte está representada a forma como os giroscópios são utilizados para manter nivelado o anel interior da plataforma. O giroscópio e o acelerómetro estão instalados nesse anel interior e, se este tender a sair da posição nivelada, a carcaça do giroscópio move-se em relação ao flutuador, que mantém a mesma posição no espaço, dado estar rigidamente ligado ao rotor. Este movimento é detectado por uns sensores existentes na carcaça do giroscópio, o qual envia um sinal ao amplificador que por sua vez comanda o motor que movimentará o anel da plataforma no sentido de corrigir a sua posição, isto é, voltar a nivelar a plataforma.

Como o anel se mantém nivelado, o pêndulo do acelerómetro não é afectado pela força da gravidade e está sempre em condições de só medir as acelerações do avião, segundo o seu eixo sensível.

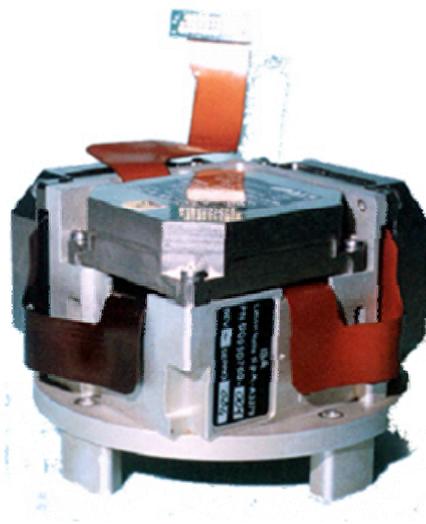


Fig.70- Plataforma estabilizada por giroscópios

ALINHAMENTO DA PLATAFORMA

O alinhamento da plataforma de inércia deve ser feito de duas formas:

- Nivelamento da plataforma;
- Orientação em relação ao norte terrestre (verdadeiro).

Até agora supôs-se sempre que o sistema de navegação por inércia estava alinhado, nivelado e orientado. No entanto, inicialmente, ao ligar o sistema de inércia, é muito raro que qualquer daquelas condições esteja satisfeita, havendo necessidade de nivelar os acelerómetros e depois orientá-los em relação ao norte verdadeiro, antes de se iniciar o voo.

A necessidade de nivelar a plataforma já foi apresentada anteriormente. A necessidade de orientá-la a norte resulta da necessidade do computador ter de conhecer as distâncias percorridas na direcção N-S e E-W para poder determinar, em qualquer instante, as coordenadas (latitude e longitude) do ponto onde o avião se encontra e, conseqüentemente, fornecer todos os sinais de correcção necessários ao perfeito funcionamento do sistema.

Na figura seguinte está representado o circuito que permite efectuar o nivelamento da plataforma. A saída do acelerómetro, antes de ser aplicada aos integradores, é fornecida a um circuito que gera um sinal de precessão para o giroscópio. Quando este começa a precessar, os detectores associados à carcaça accionam o motor de torque do anel interior da plataforma, no sentido de nivelá-la e, deste modo, anular a saída do acelerómetro, o qual só era devido ao efeito da gravidade, dado o alinhamento se ter processado antes do início do voo.

Na figura seguinte é apresentado o sistema para alinhar a plataforma a Norte. Se a plataforma estiver alinhada a Norte, o sinal de compensação da rotação terrestre é aplicado ao giroscópio Y (de eixo de rotação paralelo ao plano do equador), isto é, só aquele giroscópio é sensível à rotação terrestre. Se a plataforma não estiver alinhada a Norte, com a rotação da terra, o giroscópio X fornece um sinal que causa o desnivelamento da plataforma.

O acelerómetro Y detecta este movimento e vai actuar sobre o giroscópio Y no sentido de nivelar a plataforma.

A acção conjunta dos dois giroscópios tende a nivelar a plataforma e a orientá-la a Norte. Desde que haja alinhamento, o giroscópio X fica independente da rotação terrestre e o Y vai compensar esta rotação,

mantendo-se a plataforma nivelada e alinhada a Norte. Durante o voo o computador mantém o alinhamento a Norte, fornecendo ao giroscópio de azimute um sinal resultante da rotação terrestre e da rotação de transporte, utilizando para isso um circuito análogo ao utilizado para nivelar a plataforma.

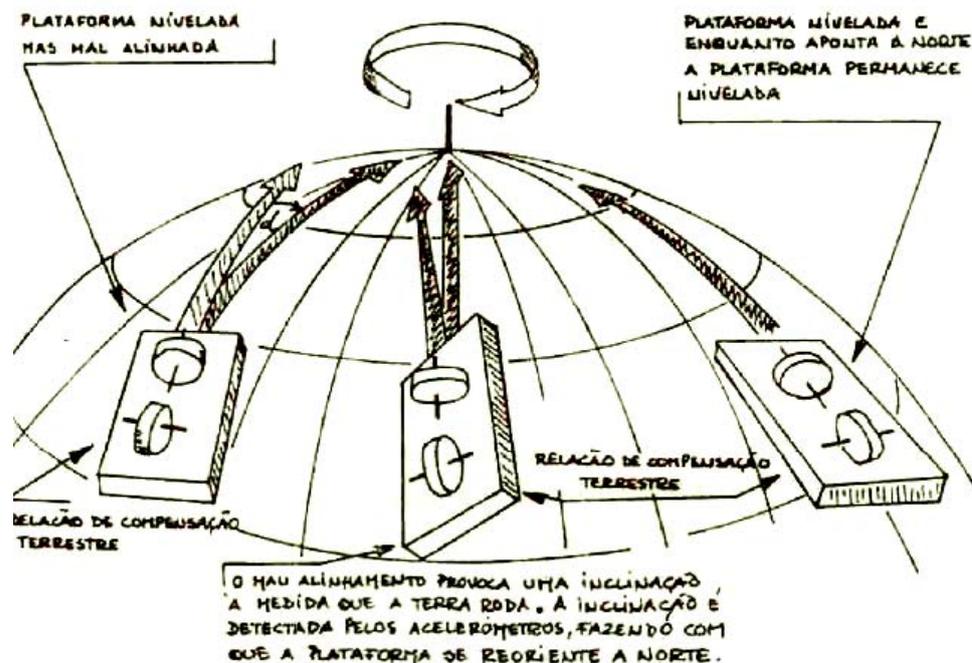


Fig.71- Nivelamento da plataforma

PLATAFORMAS FIXAS 'STRAPDOWN'

As plataformas mecânicas, com berços têm uma elevada fiabilidade e precisão, contudo possuem uma mecânica complexa, que pode ser fonte de avarias, com custos e tempos de reparação elevados. Nos anos 70, a indústria começou a procurar uma alternativa, mais simples, de forma a eliminar os berços e a mecânica apenas. Em vez de instalar giroscópios cujo sinal era aplicado sobre rotores de forma a anular as alterações de posição, mantendo fixo o sistema de eixos, procurou-se usar o sinal destes para matematicamente calcular em todos os instantes para onde apontava o sistema de eixos dos acelerómetros.

Os sistemas fixos, estão solidamente ligados à fuselagem da aeronave, desta forma todos os seus componentes se movem com esta. Os giroscópios sentem e medem as mesmas mudanças angulares que o corpo em movimento. Os acelerómetros medem as mudanças lineares nos três eixos fixos. Estes eixos constituem um referencial em movimento, sobre os quais o computador calcula o movimento em relação aos eixos fixos dos giroscópios.

Apesar da tecnologia dos 20 anos anteriores permitir o domínio do sistema de berços, restavam ainda três grandes problemas por resolver para que o sistema de plataformas fixas pudesse ver a luz do dia.

Num sistema de berços, os desvios na medição de posição devem ser de apenas algumas milésimas de grau por hora, medindo as rotações com desvios de apenas algumas décimas de grau por hora, com uma gama dinâmica de 105. Num sistema fixo, é necessária a mesma precisão na medição de desvios, contudo é necessário medir a rotação da aeronave em todo o seu envelope de manobra com uma precisão da ordem das centésimas de grau por segundo, o que corresponde a uma gama dinâmica com ordem de grandeza quatro vezes superior. Além destas características, os giroscópios teriam de possuir um factor de escala muito preciso e linear, uma vez que as rotações nos três eixos não são comutativas, pequenos erros devidos aos factores de escala poderiam causar grandes erros de atitude, para poderem ser tolerados, a precisão deverá ser superior a algumas partes por milhão.

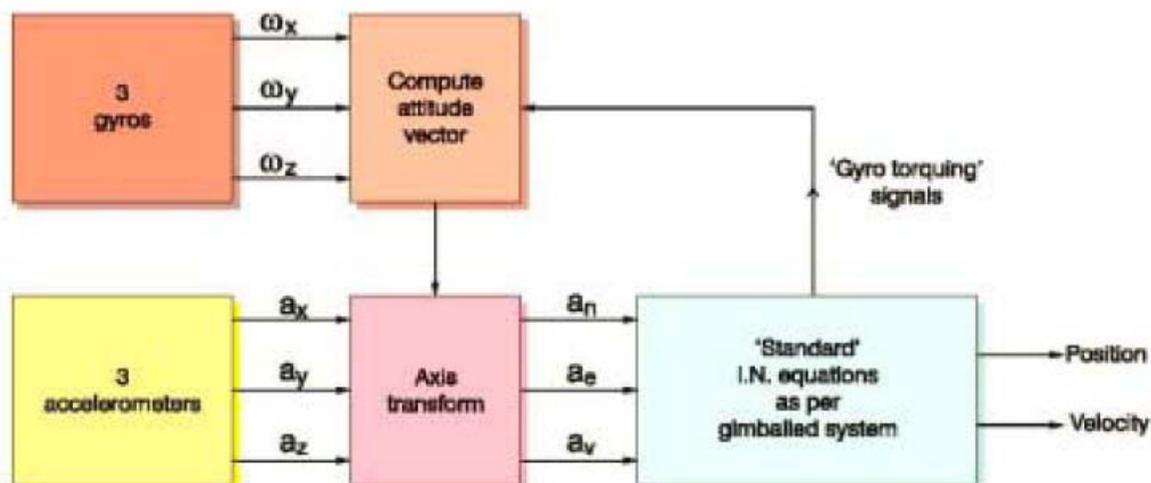


Fig.72- Diagrama de blocos de uma plataforma 'Strapdown'

O cálculo do vector atitude, e do eixo transformado tem que ser realizado com uma elevada taxa de iterações, numa aeronave de combate, o rolamento de 2 mrad pode acontecer em 0,5 mseg, o que implica uma velocidade de refrescamento de 2 kHz, enquanto num sistema de berços o cálculo das equações pode ser feito a 20 ou 30 Hz. Na década de 70, a capacidade de processamento, para os computadores a bordo de aeronaves não permitia o uso de plataformas fixas.

Finalmente, os próprios acelerómetros necessitavam de ser melhores, em termos de largura de banda, escala e precisão, o que também era um grande problema. As tentativas para produzir giroscópio com precisão suficiente para produzir plataformas fixas solidárias com a estrutura das aeronaves (Strapdown),

não foram bem sucedidas, pois para que os desvios fossem baixos, os giroscópios necessitavam de um elevado momento angular, ou seja um Torque elevado, gerado por forças electromagnéticas, criadas pelo consumo de várias centenas de Watt, produzindo por isso um transiente térmico elevado e difícil de compensar.

Com o avanço da electrónica, e da óptica, a tecnologia permitiu o aparecimento giroscópios sem partes mecânicas. Surgiu o 'Ring Laser Gyro' (RLG) e o giroscópio de fibra óptica.

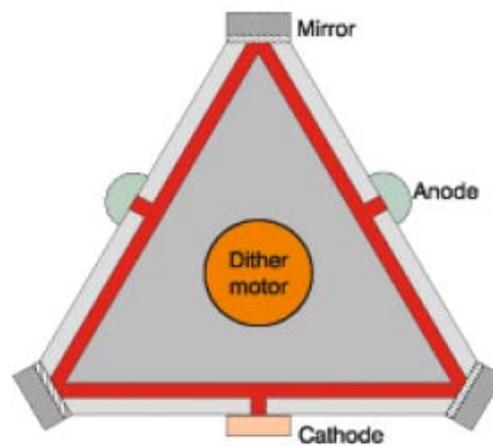


Fig.73- Esquema de um giroscópio óptico

As plataformas ópticas, como o seu nome sugere, não utilizam giroscópios mecânicos, nem partes móveis, todos os componentes são de estado sólido, com uso de electrónica e óptica de precisão. O componente que assume extrema importância é o giroscópio óptico, construído sobre um bloco de vidro, com três faces, no qual são abertos três guias de onda, finalizados por espelhos que reflectem entre si um feixe Laser.

Os sistemas de berço móvel, INS, são menos sensíveis aos erros provocados pela força gravítica, uma vez que os seus acelerómetros não sentem a força da gravidade, ao contrário nos sistemas fixos, IRS, cujos acelerómetros se movem e rodam com a aeronave, logo sentem também a influência da aceleração da gravidade.

Os sistemas fixos, IRS, são contudo mais simples e robustos, não possuindo partes mecânicas complexas com sensores, motores e contactos de baixo atrito, tendo por isso também uma menor necessidade de manutenção.

BATERIAS

A bateria é um conjunto acumuladores capaz de transformar energia eléctrica em energia química (fase de carga), para a restituir parcialmente sob a forma de energia eléctrica (fase de descarga).



Fig.74- Bateria de chumbo

TIPOS DE BATERIAS.

Existem vários tipos de baterias, mas as principais são:

- Baterias de Chumbo (ácidas).
- Baterias de Cádmio – Níquel (alcalinas).

Composição das Baterias de Chumbo (ácidas):

- Placas positivas: peróxido de chumbo de cor castanho-escuro.
- Placas negativas: chumbo puro esponjoso de cor cinzento.
- Electrólito: solução de ácido sulfúrico, diluído em água destilada.



Fig.75- Placa de bateria de chumbo

Composição das Baterias de Cádmio – Níquel (alcalinas):

- Placas positivas: níquel.
- Placas negativas: cádmio ou ferro.
- Electrólito: solução de potassa cáustica, diluída em água destilada.



Fig.76- Elementos de bateria alcalina

PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DE UMA BATERIA.

Durante a carga: transforma a energia eléctrica recebida em energia química armazenada.

Durante a descarga: transforma a energia química armazenada em energia eléctrica fornecida ao circuito utilizador.

CARGA DA BATERIA.

Devido à passagem da corrente eléctrica, o sulfato de chumbo é removido de ambas as placas. No electrólito, o ácido sulfúrico aumenta enquanto que a água destilada é diminuída, a densidade desta aumenta.

Nota: A densidade de uma bateria pode ser verificada por meio de um densímetro.

DESCARGA DA BATERIA.

O electrólito reage com a matéria activa das placas, dando origem à corrente eléctrica fornecida ao circuito utilizador. Simultaneamente é formado sulfato de chumbo em ambas as placas, positiva e negativa, durante a descarga. Nesta operação o ácido sulfúrico contido no electrólito diminui e a água destilada aumenta, a densidade desta diminui.

Nota: A descarga nunca deve ultrapassar os valores indicados pelo fabricante, para que a sulfuração nas placas não aumente, o que provocaria uma diminuição da reacção química do electrólito com a matéria activa das placas e a respectiva redução de rendimento.

CARACTERÍSTICAS DE UMA BATERIA.

As características de uma bateria são:

- Regímen.
- Resistência interna.
- Rendimento.
- Capacidade.

REGÍMEN DE UMA BATERIA: é a intensidade de corrente cujo valor não se deve ultrapassar na carga nem na descarga.

RESISTÊNCIA INTERNA DE UMA BATERIA: é a resistência do conjunto de placas, separadores e electrólito. Varia com o estado de carga da bateria e com a temperatura.

RENDIMENTO DE UMA BATERIA: é a relação entre a quantidade de electricidade fornecida na descarga e absorvida durante a carga.

CAPACIDADE DE UMA BATERIA: é a quantidade de energia eléctrica absorvida durante a carga e a despendida na descarga. É avaliada em Amperes por Hora, que é o produto do número de amperes debitados pela bateria e o tempo (em horas) que a bateria pode debitar esta corrente.

Exemplo: Uma bateria com 12V e 40Ah, significa que, durante 1H ela pode fornecer 40 ou:

- 2H —————→ 20A
- 4H —————→ 10A
- 40H —————→ 1A

Por exemplo um rádio que consome 1A pode trabalhar durante 40H.

A capacidade de uma bateria depende:

- Da superfície das placas.
- Do número das placas.
- Da qualidade das placas.

FACTORES QUE AFECTAM A CAPACIDADE DE UMA BATERIA:

TEMPERATURAS BAIXAS: provocam o aumento da resistência interna da bateria.

CARGAS RÁPIDAS: provocam sobreaquecimento das placas e a sua deterioração.

DESCARGAS LONGAS: provocam a inutilização da bateria por sulfatação das placas.

CURTO-CIRCUITO: provoca deformação das placas o que origina a desagregação da matéria das placas.

REGIMES DE DESCARGAS ELEVADOS: provocam a impossibilidade do electrólito distribuir a sua acção uniformemente por toda a matéria das placas.

BATERIA IDOSA: provoca o aumento da resistência interna da bateria devido à sulfuração das placas.

Nota: A sulfatação aumenta a resistência interna do acumulador e reduz a capacidade da bateria.

CONSTITUIÇÃO DE UM ELEMENTO DE UMA BATERIA.

As baterias são constituídas por um número variável de elementos ligados em série.

Cada elemento de uma bateria é constituído por:

- Placas positivas.
- Placas negativas.
- Electrólito.
- Separadores.
- Caixa.
- Tampa.
- Bornes.
- Tampão.

O número de placas negativas é superior às placas positivas.

As extremidades dos elementos são sempre placas negativas.



Fig.77- Interior de bateria de chumbo

TENSÃO DE UMA BATERIA.

A Tensão ou diferença de potencial verificado entre os bornes da bateria resulta da associação em série dos elementos que compõem a bateria.

Tensão por elemento:

- Baterias ácidas: 2 Volt.
- Baterias alcalinas: 1,2 Volt.

FACTORES QUE DETERMINAM A ESCOLHA DA BATERIA ADEQUADA.

A escolha da bateria mais adequada, a determinado tipo de serviço, depende de vários factores, tais como:

- As características técnicas.
- A rentabilidade.

- O peso.
- O espaço.
- O custo.

DIFERENÇAS ENTRE BATERIAS DE CHUMBO E CÁDMIO/NÍQUEL.

Baterias de chumbo (ácida):	Baterias de cádmio / níquel (alcalinas):
Menor robustez mecânica.	Mais robustez mecânica (caixa em aço).
Menor robustez eléctrica.	Maior robustez eléctrica.
Menor duração.	Maior duração.
Menos cuidados técnicos.	Mais cuidados técnicos.
Menor preço.	Maior preço.
Maior tensão por elemento (2 volts).	Menor tensão por elemento (1,2 volts).

ASSOCIAÇÃO DE BATERIAS.

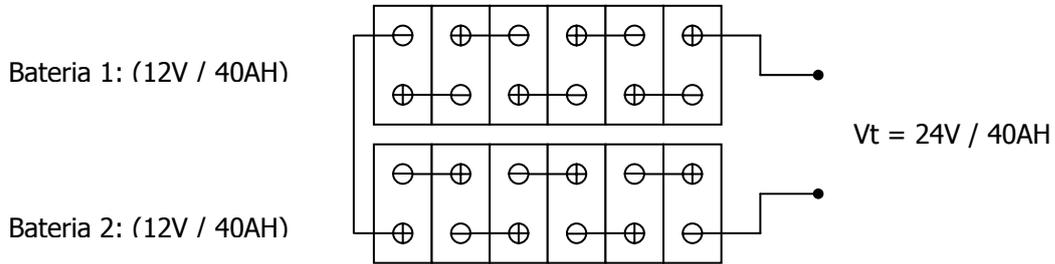
As baterias podem ser associadas em:

Em série: A tensão total é igual à soma das tensões das várias baterias e a capacidade é igual ao valor de uma das baterias.

Em paralelo: A tensão total é igual ao valor da tensão de uma das baterias e a capacidade é igual a soma das capacidades das várias baterias.

ASSOCIAÇÃO DE BATERIAS EM SÉRIE

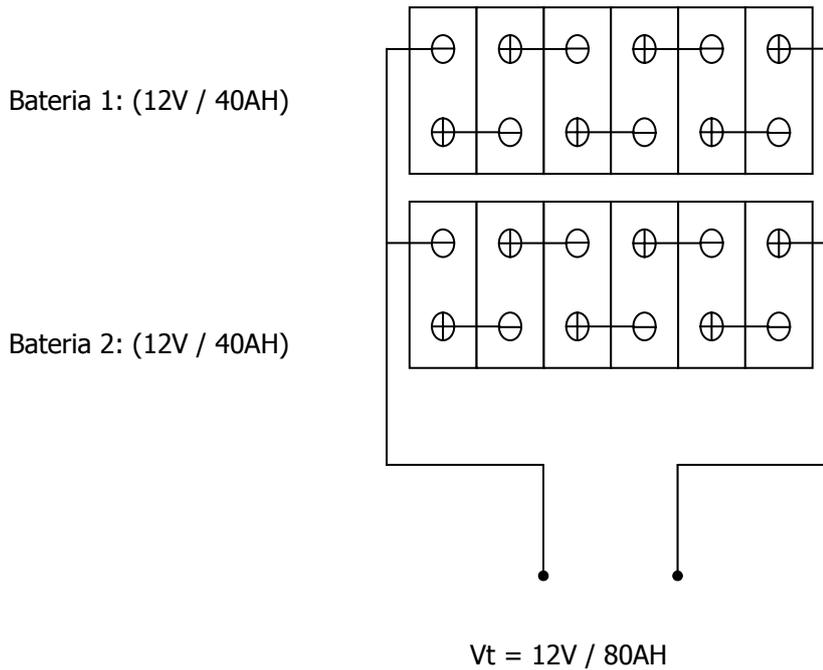
Em série: A tensão total é igual à soma das tensões das várias baterias.



A Capacidade total da associação é igual ao valor de uma das baterias.

ASSOCIAÇÃO DE BATERIAS EM PARALELO

Em paralelo: A tensão total é igual ao valor da tensão de uma das baterias.



A Capacidade total é igual a soma das capacidades das duas baterias.

PROCESSO DE CARGA DE BATERIAS.

Método de tensão constante: Neste método de carga, as baterias são ligadas em paralelo. A fonte geradora de tensão gera uma tensão constante, com um valor sempre superior ao da bateria.

Intensidade da corrente constante: Neste método de carga, as baterias são ligadas em série a um retificador, passando uma corrente constante através delas.

Nota: A intensidade de corrente de carga é indicada pelo fabricante ou de acordo com tabelas.

O Densímetro é um Instrumento que serve para determinar a densidade do electrólito de um elemento, acumulador, de uma bateria. É também conhecido por areómetro.

ESTADO DE CARGA DE UMA BATERIA.

A densidade de uma bateria deve estar compreendida entre os seguintes valores, a uma temperatura entre o 26,7° C e o 32,2° C:

- De 1,275 a 1,300 bateria carregada.
- De 1,240 a 1,275 bateria a meia carga.
- De 1,200 a 1,240 bateria descarregada.
- De 1,140 a 1,200 bateria completamente descarregada.

Nota: O valor de 1,140 de uma bateria de chumbo, nunca deve ser atingido porque a bateria pode não ser mais recuperável.

Situação em que a bateria pode fornecer energia eléctrica às aeronaves, nos casos de emergência:

- Durante as baixas de velocidade do motor;
- No arranque do motor quando não houver outra fonte de energia;
- No caso de avaria do gerador;
- Nos momentos em que o consumo excede a capacidade do gerador.

Pode ser fornecido ao avião, corrente eléctrica exterior por intermédio de um carro de terra (grupo gerador) para esse efeito através de uma tomada de corrente exterior no avião.

DISTRIBUIÇÃO DA CORRENTE ELÉCTRICA

A Corrente Eléctrica principal é fornecida às Aeronaves por Geradores de Corrente Contínua "DC" ou por Geradores de Corrente Alternada "AC" movidos pelos motores da Aeronave por intermédio de engrenagens de acoplamento.

No caso da Geração primária ser Contínua, a obtenção da Tensão Alternada necessária é feita, normalmente, por intermédio de Inversores Rotativos ou Conversores Estáticos.

No caso da Geração primária ser Alternada, a obtenção da Tensão Contínua necessária é feita, normalmente, por intermédio de Transformadores Rectificadores "T/R".

As Aeronaves possuem ainda Baterias de Emergência como fontes de Energia "DC", as quais estão sempre ligadas aos barramentos de distribuição "DC", para deste modo, serem mantidas sempre em carga.

Os Sistemas Eléctricos nas Aeronaves consistem em:

- Geração de Corrente Contínua "DC".
- Geração de Corrente Alternada "AC".

Qualquer aeronave necessita de ter nos seus Barramentos as seguintes Tensões:

- 115V "AC" 400Hz (Trifásico e ou Monofásico).
- 26V "AC" 400Hz.
- 28V "DC".
- 24V "DC" (Bateria).

A Energia fornecida às Aeronaves é distribuída aos seguintes barramentos:

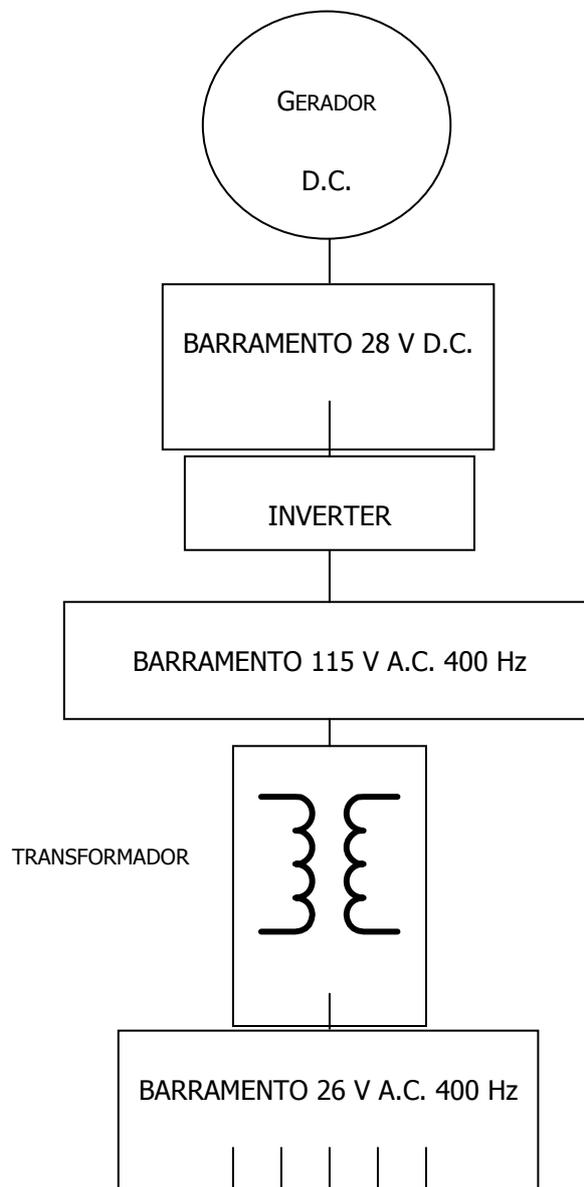
- Barramento Primário.
- Barramento Essencial.
- Barramento Secundário.

DISTRIBUIÇÃO DE CORRENTE CONTÍNUA "DC".

O Barramento Principal "DC" distribui a energia eléctrica para as diversas cargas do avião. É alimentada pelos Geradores, e pelas baterias, quando os geradores não estão ligados. Em funcionamento normal, os geradores fornecem energia ao barramento e ao mesmo tempo, mantém as baterias à carga.

Os cabos do barramento principal são protegidos em cada extremo por limitadores de corrente (Isolam individualmente os cabos em falta). Todos os outros circuitos são protegidos por disjuntores.

ESQUEMA BLOCO DE UMA GERAÇÃO DE CORRENTE CONTÍNUA



- Inverter: Transforma a tensão de 28 V D.C. para 115 V A.C. 400 Hz.
- Transformador: transforma a Tensão de 115 V A.C. 400 Hz para 26 V A.C. 400Hz.

RELÉ DE CORRENTE INVERSA.



Fig.78 a)- Relé de corrente inversa

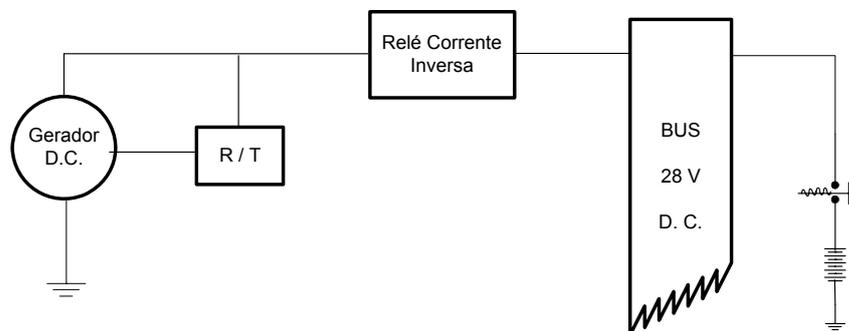


Fig 78 b) Relé Regulador de Tensão

Relé de Corrente Inversa liga e desliga automaticamente a tensão do gerador ao barramento.

O Regulador de Tensão mantém a tensão gerada, pelo gerador, com um valor pré determinado, sem olhar à carga ligada ou à velocidade do motor.

GERAÇÃO ELÉCTRICA DE CORRENTE CONTÍNUA "DC".



Fig.79- Gerador DC

Os Geradores estão montados na caixa de acessórios do motor. São do tipo de derivação com enrolamentos compensadores e estão desenhados para serviço contínuo.

Os Geradores, nas aeronaves, são numerados da esquerda para a direita, sendo o gerador do motor esquerdo o nº1.

Nas aeronaves existem normalmente duas baterias de 24 voltes, como fonte "DC" de emergência. Poderá existir ainda uma bateria auxiliar.

Nalguns tipos de aeronaves são empregues Geradores DC, que debitam para os barramentos, mais ou menos 28Volts. Cada gerador é controlado por uma Unidade de Controlo, a qual contém:

- Um Regulador de Tensão.
- Relés de Controlo.
- Reóstato Regulador de Tensão.
- Tomada para Voltímetro.

O REGULADOR DE TENSÃO.

O Regulador de Tensão mantém a tensão gerada, pelo gerador, com um valor pré determinado, sem olhar à carga ligada ou à velocidade do motor.

Consiste numa pilha de discos de carvão e grafite, contidos num cilindro com alhetas de arrefecimento e uma bobina de controlo. Esta bobina consiste num enrolamento de regulação e outro de equilíbrio.

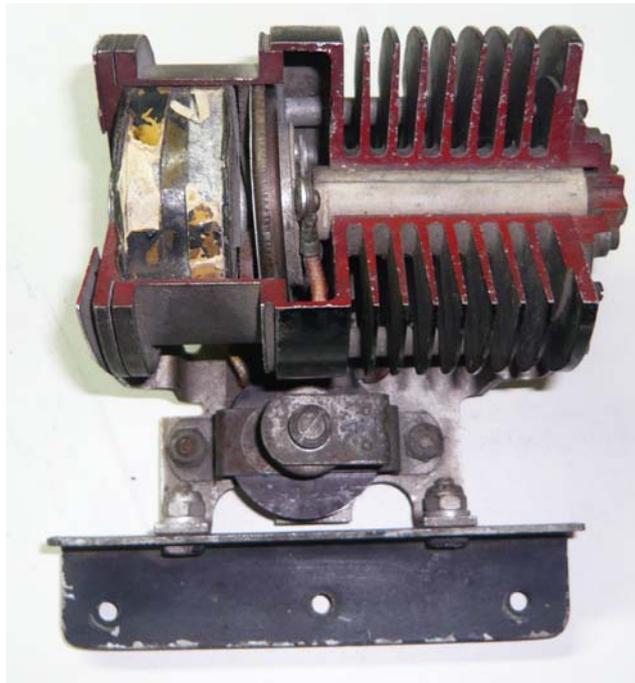


Fig.80- Regulador de tensão

RELÉS DE CONTROLO.

RELÉ DE CONTROLO DE CAMPO DO GERADOR: Tem por função controlar a corrente de campo do gerador (excitação), pondo-o fora de acção quando forem atingidos valores acima do normal, (por ex: superiores a 31 volts).

Protege, assim, o sistema de altas voltagens, quando a corrente de campo estiver fora do controlo do regulador de tensão.

É de constituição robusta e composto por duas bobinas que têm por finalidade ligar e desligar o relé.

RELÉ DE CORRENTE INVERSA: Tem por função ligar o Gerador ao barramento quando a tensão daquele, exceder a tensão do barramento (bateria), em 0,35 Volts.

Desligar o gerador do barramento quando a tensão do barramento (bateria), exceder a do gerador, a fim de evitar que a corrente da bateria recaia sobre a do gerador, quando este deixa de funcionar (quando a corrente inversa exceder 25 A).

É constituído por três relés:

- Relé de Tensão Polarizada.
- Relé Diferencial Polarizado.
- Relé Principal ou de Contacto.

Relé de Tensão Polarizada: Estabelece o circuito para a bobina do Relé Diferencial Polarizado, sempre que a tensão do gerador atinja 20Volts e esteja polarizado correctamente. Abre os contactos sempre que a tensão desça abaixo de 15Volts.

Relé Diferencial Polarizado: Estabelece o circuito só quando a tensão do gerador for superior à do barramento primário pelo menos 0,35Volts. Abre os seus contactos quando houver um fluxo de corrente inversa de 20 a 35 Amperes do barramento primário (tensão da bateria) para o gerador, protegendo-o assim de correntes inversas. É constituído por duas bobinas, uma de fio fino (Tensão Diferencial) e outra de fio grosso (Corrente Inversa). Faz parte integrante do relé de corrente inversa (Reverse Current Relay).

Relé Principal ou de Contacto: Tem por função permitir a passagem da corrente do gerador, para o barramento primário, somente através da bobina de corrente inversa do relé diferencial. Só após o relé principal ou de contacto estar ligado é que o gerador passa a fornecer em pleno ao barramento de distribuição. Quando um fluxo de corrente inversa de 20 a 35 Amperes do barramento primário passa para o sistema do gerador através da bobina de corrente inversa, abre os contactos do relé diferencial polarizado. Com a abertura deste, o relé principal ou de controlo desliga e o gerador deixa de fornecer corrente ao barramento. Faz parte integrante do relé de corrente inversa (Reverse Current Relay).

RELÉ DE SOBRE TENSÃO: Tem por finalidade proteger o sistema eléctrico DC contra tensões excessivas do Gerador. Quando a tensão exceder 31Volts, o relé actua e corta a alimentação ao relé de controlo do Campo do Gerador, que abre os seus contactos, não permitindo que o Gerador seja excitado,

deixando de fornecer Tensão.

GERAÇÃO ELÉCTRICA DE CORRENTE ALTERNA "AC"

Os aviões mais modernos utilizam Sistemas de Geração AC. São constituídos por alternadores, Geradores AC, que podem ser Geradores Monofásicos ou Trifásicos.

Os Geradores Monofásicos fornecem 115Volts AC entre fase e neutro (estrutura do Avião).

Os Geradores Trifásicos fornecem uma tensão simples de 115Volts AC entre fase e neutro e uma tensão composta de 200 Volts AC entre duas fases.

O Sistema de Geração de Corrente Alternada traz algumas vantagens sobre o sistema de geração de Corrente Contínua, como por exemplo:

- Permite a utilização de tensões mais elevadas e correntes relativamente baixas.
- Permite utilizar equipamentos relativamente mais pequenos, mais leves e menos espaçosos.
- Existe uma menor perda em linha.

Permitem operar sistemas importantes, tais como:

- Radar.
- Piloto automático.
- Outras unidades de potência.

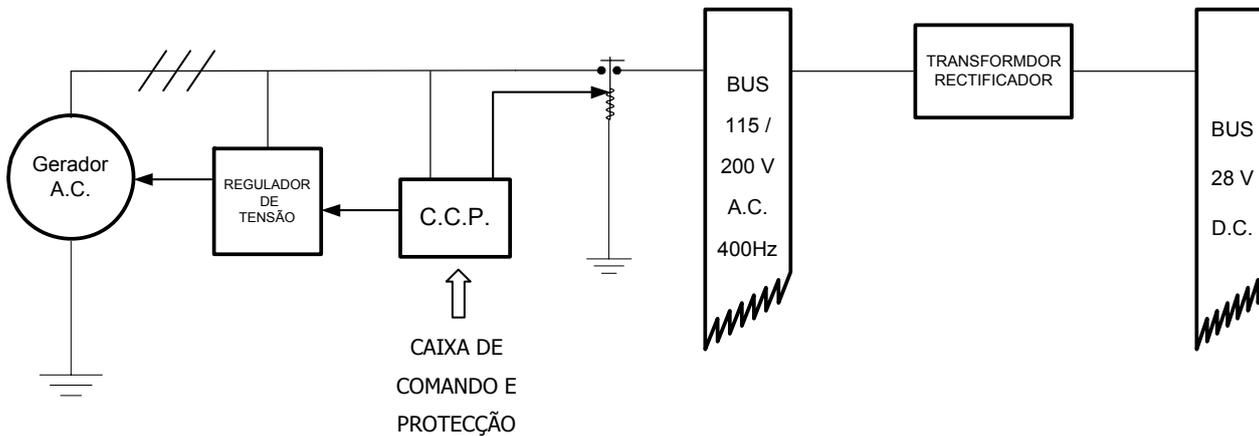
Nota: Com a introdução da Corrente Alternada nos aviões, são precisos cuidados especiais, afim de evitar choques eléctricos, visto estes serem muito mais perigosos do que na geração DC.

Constituição de um Sistema Geração AC:

- Alternador (Gerador AC).

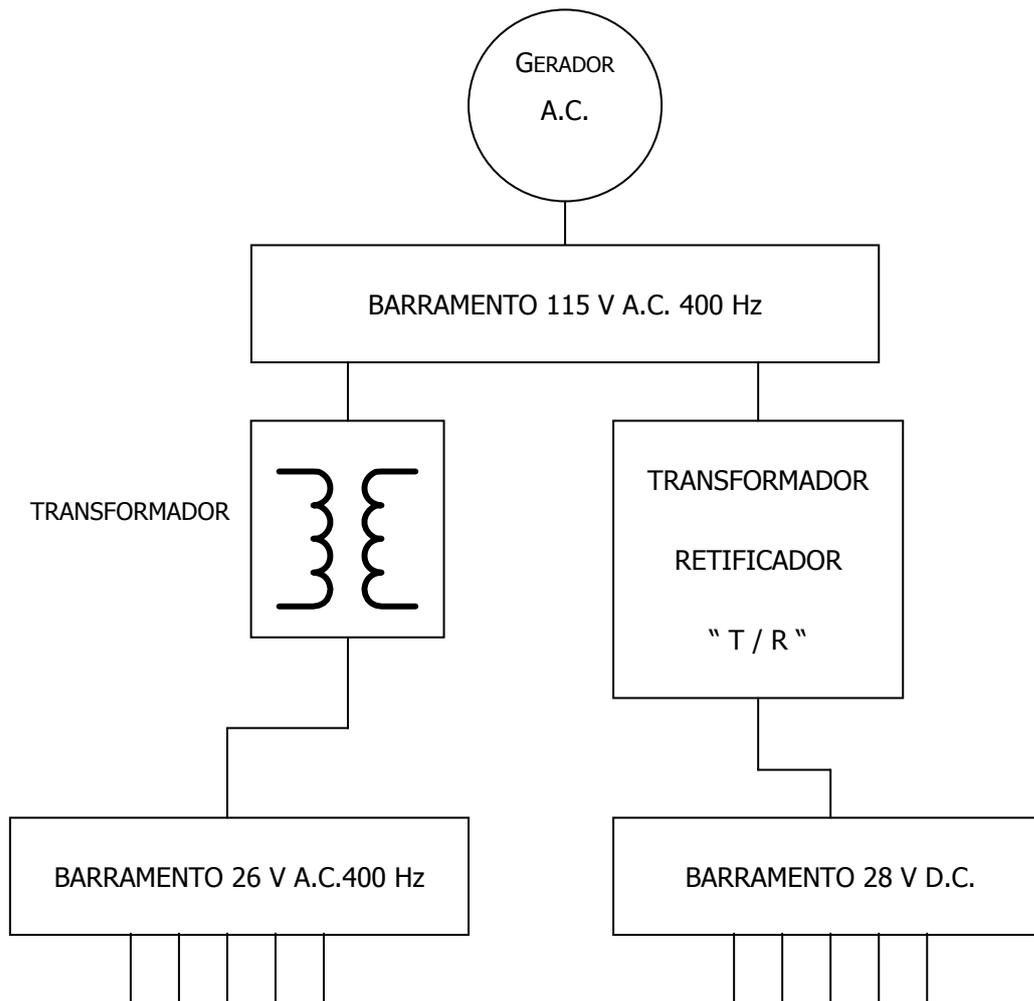
- Mecanismo de Transmissão de Velocidade Constante (C.S.D.).
- Unidades de controlo e dispositivos de protecção.

CAIXA DE COMANDO E PROTECÇÃO



A Caixa de Comando e Protecção autoriza a passagem da energia do Alternador para o barramento de 115 V A.C., comandando o contactor de linha, depois de verificar se os valores gerados pelo Alternador estiverem todos correctos.

ESQUEMA BLOCO DE UMA GERAÇÃO DE CORRENTE ALTERNA



- T/R: Transformador Rectificador: Transforma a tensão de 115V A.C. para 28V D.C.
- Transformador: Transforma a tensão de 115 V A.C. para 26 V A.C. 400 HZ.

ALTERNADOR.

CONSTITUIÇÃO E PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DE UM ALTERNADOR.

Constituição:

- Estator (Parte Fixa).

- Rotor (Parte Móvel).

O ESTATOR contém dois grupos de enrolamentos:

- Indutor da excitatriz.
- Induzido do Alternador.

No INDUTOR DA EXCITATRIZ é captada a excitação DC vinda do Regulador de Tensão. Esta excitação é aplicada ao induzido do alternador.

No INDUZIDO DO ALTERNADOR, ou Armadura do Alternador é captada a f.e.m.(força electromotriz) alterna induzida pelo indutor do alternador.

O ROTOR é constituído por três órgãos:

- Induzido da Excitatriz.
- Díodos Rectificadores (de silício).
- Indutor do alternador.

O INDUZIDO DA EXCITATRIZ tem por finalidade criar uma f.e.m. alterna que após ser rectificada, vai criar o campo indutor do alternador.

Os DÍODOS RECTIFICADORES estão situados no interior do veio do alternador. Têm por finalidade rectificar a tensão vinda do induzido da excitatriz.

No INDUTOR DO ALTERNADOR é captada a excitação (DC) vinda do induzido da excitatriz e rectificada pelos díodos rectificadores de silício.

REGULADOR DE TENSÃO

Ao regulador de tensão competem três missões:

- Fornecer ao indutor da excitatriz a corrente continua necessária.

- Variar esta corrente de forma a manter a tensão de saída do alternador constante.
- Variar a corrente de forma a equilibrar as potências reactivas entre os alternadores, quando estes estiverem em paralelo.

CONSTITUIÇÃO DO REGULADOR DE TENSÃO:

- Alimentação.
- Detector de erro.
- Divisor de carga reactiva.
- Amplificador
- Escorvamento.
- Limitador de carga.

FUNCIONAMENTO DO ALTERNADOR

O regulador de tensão fornece tensão ao indutor da excitatriz, a qual é induzida, no induzido desta, e aí transformada em AC. De seguida é rectificada pelos díodos de silício (6 díodos) e vai alimentar o indutor do alternador. Este irá induzir, no induzido do alternador, uma f.e.m. alterna, induzida pelo indutor do alternador.

No caso das aeronaves com mais de um motor, poderá ter a Geração Eléctrica com os Alternadores ligados sem paralelo ou em paralelo.

SISTEMA DE GERAÇÃO ELÉCTRICA SEM PARALELO DE ALTERNADORES.

Cada Alternador fornece a um ou mais barramentos a energia eléctrica necessária, sem que haja ligação em paralelo entre eles.

Cada Alterador é ligado em estrela trifásica, com o neutro ligado à massa. A frequência e a tensão de todos os alternadores são sensivelmente iguais.

Cada alternador tem um sistema de comando separado, o qual, consiste num regulador de tensão, um relé de frequência e um painel de controlo.

O **REGULADOR DE TENSÃO** controla a tensão de saída, variando a corrente de campo de excitação do alternador, a fim de manter a tensão de saída em 115/200 Volts AC.

O **RELÉ DE FREQUÊNCIA** é sensível, evita o uso de um alternador com uma saída com frequência baixa (sub-frequência).

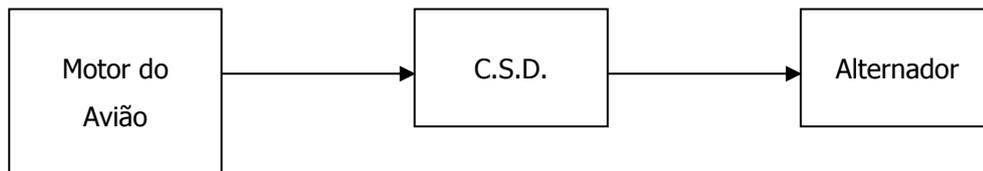
O **PAINEL DE CONTROLO** contém circuitos de comando e protecção.

O **INDICADOR DE CARGA**, é uma luz que existe em cada Gerador e indica se o relé indicador de potência está energizado ou se o relé do Gerador está aberto.

No Sistema de Geração Eléctrica com Paralelo de Alternadores, os Alternadores fornecem aos barramentos do avião toda a energia necessária através do sistema de geração com os alternadores ligados, entre si, em paralelo.

Cada alternador recebe movimento mecânico de uma unidade de transmissão de velocidade constante, conhecida por C.S.D. (**CONSTANT SPEED DRIVER**).

O alternador é accionado pelo motor do avião por intermédio do CSD, que por sua vez é accionado pelo motor do avião. Desta forma, a velocidade de accionamento do alternador é a soma das duas velocidades.



TRANSMISSÃO DE VELOCIDADE CONSTANTE – CSD

O C.S.D. é uma unidade de transmissão de velocidade constante que tem por finalidade converter a velocidade variável do motor numa velocidade constante do alternador, a fim de se obter uma frequência de saída constante.

Está localizado entre o motor do avião e o alternador ao qual transmite movimento. Desta forma a velocidade de accionamento do alternador é a soma das duas velocidades, (velocidade do motor mais a velocidade do C.S.D.).

É constituído por um sistema hidráulico que controla a velocidade pretendida de acordo com os sinais

sentidos e enviados por um regulador "eléctrico hidráulico".

O sistema contém uma embraiagem de roda livre montada no veio da saída que tem por missão desacoplar o alternador do C.S.D., quando aquele roda a maior velocidade que este, evitando assim, que o sistema venha a sofrer danos.

CONSTITUIÇÃO DO C.S.D.:

- Duas bombas de carretos:
- Bomba de pressão.
- Bomba de recuperação.
- Um cilindro do comando do prato da bomba – motor hidráulico.
- Um conjunto de bomba – motor hidráulico.
- Um regulador centrífugo de velocidade constante.
- Préssostato sensível à velocidade.
- Um préssostato sensível à pressão hidráulica.
- Um diferencial.
- Uma embraiagem de roda livre.

BOMBA DE PRESSÃO: recolhe o óleo do depósito e envia-o para o sistema à pressão de 350 P.S.I.

BOMBA DE RECUPERAÇÃO: recolhe o óleo de retorno e envia-o para o depósito, passando por um radiador onde é arrefecido.

CILINDRO DE COMANDO: Tem por função controlar o prato da bomba do conjunto bomba - motor, consoante a posição do prato assim será o caudal da bomba.

CONJUNTO BOMBA - Motor: É constituído por uma bomba hidráulica de débito variável (controlada pelo cilindro de comando) acoplada a um motor hidráulico de débito constante. O caudal de óleo fornecido pela bomba ao motor determina a velocidade deste.

REGULADOR DE VELOCIDADE: unidade que sente a velocidade do veio de saída transmitindo-a às massas centrífugas que controlam a pressão do óleo do cilindro de comando.

PRÉSSOSTATO SENSÍVEL À VELOCIDADE: Esta unidade estabelece um contacto eléctrico sempre que a velocidade do veio de saída subir para um regime de velocidade correspondente a 467-520 Hz ou se a velocidade do veio de saída cair para um regime correspondente a 330-350 Hz.

PRÉSSOSTATO SENSÍVEL À PRESSÃO DO CIRCUITO HIDRÁULICO: Estabelece um contacto eléctrico sempre que a pressão baixe a valores inferiores a 350 P.S.I.

DIFERENCIAL: Mecanismo que recebe o movimento do conjunto da bomba - motor hidráulico, fazendo aumentar ou diminuir a velocidade do veio de saída.

EMBRAIAGEM DE RODA LIVRE: Tem por missão desacoplar o alternador do C.S.D. no caso de aquele girar a uma velocidade superior à deste.

SISTEMA DE GERAÇÃO POR CONVERSÃO

É utilizado para fornecimento de 115V, 400Hz a equipamentos apropriados, durante as operações de arranque de motores ou quando as outras fontes de energia AC não estão utilizáveis.

A conversão é feita por inversores que consistem num motor DC directamente acoplado a um alternador, numa carcaça única ou por conversores estáticos.

CONSTITUIÇÃO:

- Inversor Principal.
- Inversor de Emergência.
- Respectivos Comandos, reguladores e Protecções.



Fig.81- Inversor dinâmico

INVERSOR PRINCIPAL

Fornece à barra essencial AC para a operação de vários equipamentos electrónicos, Piloto Automático e Instrumentos, no caso de falha do sistema normal AC.

INVERSOR DE EMERGÊNCIA

É de menor potência e fornece tensão AC aos instrumentos essenciais, no caso de falha do inversor principal e do sistema normal.

CONVERSOR ESTÁTICO

Equipamento transistorizado que a partir de uma alimentação de 28VDC, fornece à saída três tensões alternadas de 115V, desfasadas entre si de 120°.

UNIDADE DE POTÊNCIA AUXILIAR

AUXILIAR POWER UNIT (APU)

O A.P.U. instalado nos aviões, proporciona uma fonte independente de Escoamento de Ar e Corrente Eléctrica para operação e manutenção do avião em terra e também em voo para manter a capacidade operacional fornece corrente eléctrica de emergência.

O abastecimento de ar de Escoamento do APU está ligado às condutas de distribuição do sistema de escoamento de ar do avião.

A Energia Pneumática, Escoamento de Ar, vindo do APU pode ser usada para funcionamento de qualquer dos seguintes sistemas pneumáticos do avião:

- "Starter" Motor de Arranque pneumático do motor do avião.
- Ar Condicionado.
- Pressurização.
- Anti-gelo dos bordos de ataque.
- Anti-gelo da radome.
- Anti-gelo das "naceles".

O gerador AC do APU pode fornecer corrente de 115 VAC / 400 HZ trifásicos, ao barramento essencial DC do avião. Esta capacidade proporciona operação a todos os sistemas eléctricos que usam corrente DC, e aos sistemas AC que recebem corrente AC do barramento essencial AC.

O APU é utilizado para operação normal do avião em terra. Fornece o Ar e Corrente Eléctrica necessária para o arranque do motor. Deverá ser utilizado um equipamento de terra, sempre que seja utilizada corrente eléctrica suplementar por um longo período.



Fig.82- Conversor/rectificador

DISTRIBUIÇÃO DE CORRENTE

A energia é fornecida pelo gerador e pela bateria a um terminal de potência derivando depois para os diversos circuitos da aeronave por condutores de secção e isolamento adequado, sendo o retorno feito pela estrutura e revestimentos metálicos.

CABOS E FIOS

Os cabos e fios são multifilares. Fio de cobre macio ou de ligas especiais em que predomina o níquel, cromo e alumínio. Os fios são revestidos com substâncias isoladoras.

BARRA DE DERIVAÇÃO

A barra de derivação é um bloco de ebonite ou de outra matéria semelhante, sobre a qual estão montadas uma fila ou mais, de pernes ou parafusos (onde serão apertados os terminais dos diversos cabos ou fios).

TERMINAIS

Os terminais são ligadores fixos aos fios por soldadura e outros de simples aperto por um alicate especial.

FICHAS MÚLTIPLAS

São fichas utilizadas para ligar ou desligar fácil e rapidamente unidades ou órgãos eléctricos da aeronave, permitindo, também, uma blindagem única para grupos de fios ou cabos.

IDENTIFICAÇÃO DOS CIRCUITOS

A instalação eléctrica de uma aeronave possui vários circuitos. Se não houvesse um processo de identificação dos circuitos tornar-se-ia difícil a sua localização. Por isso existe um Código de Identificação de Circuitos.

Código de Identificação de alguns circuitos eléctricos

A – Armamento

B – Bombardeamento

C – Controlo de voo

D – Instrumentos

E – Instrumentos de motor

F - Instrumentos de voo

G – Sistemas de comandos do trem

R – Rádio

K – Arranque

J – Ignição

P – Potência (bateria, gerador, etc.)

L – Iluminação

IDENTIFICAÇÃO DE CABLAGEM

A identificação das cablagens empregue nos esquemas eléctricos coincide exactamente com a utilizada nos cabos ou fios dos aviões.

A identificação completa de um cabo ou fio eléctrico é obtida mediante uma notação simbólica formada por letras e números impressos na parte exterior dos cabos ou fios eléctricos e é lida da esquerda para a direita como no exemplo.

Número da unidade (2): É utilizado nos casos em que existem dois ou mais cabos ou fios idênticos em dois ou mais circuitos.

Letra de identificação do circuito (E): Identificam a função principal e o circuito de que fazem parte.

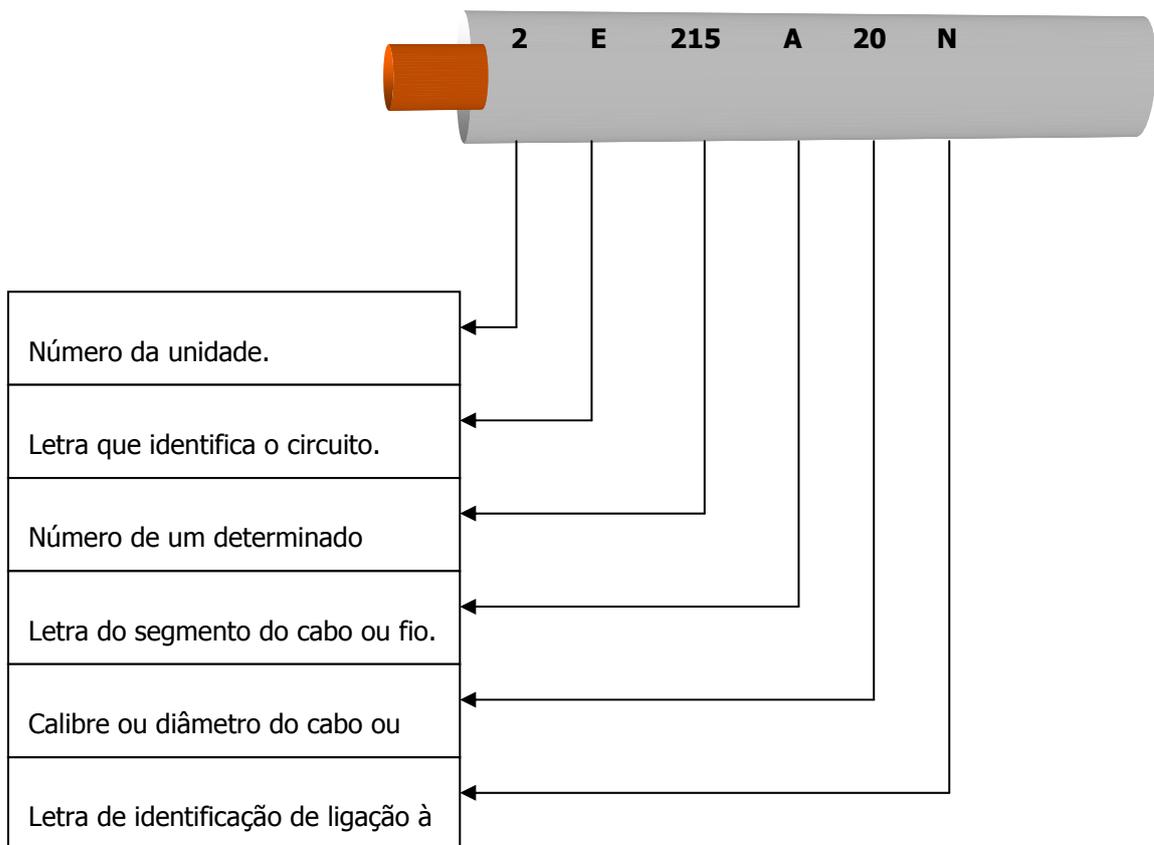
Número do cabo ou fio (215): É composto por um ou mais números. Identifica parte de um grande sistema

ou conjunto.

Letra do segmento do fio (A): É utilizado para assinalar os segmentos (derivações) de cada cabo ou fio dentro do circuito.

Calibre ou diâmetro do cabo ou fio (20).

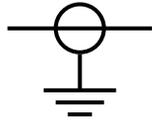
Letra de identificação de ligação à massa (N): Identifica o cabo ou fio de ligação à massa, como por exemplo: um circuito trifásico, três fases e o neutro "massa N".



ALGUNS SÍMBOLOS ELÉTRICOS E ELECTRÓNICOS



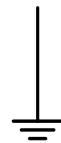
CABO ISOLADO



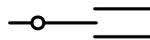
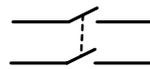
CABO REVESTIDO COM MALHA LIGADA À MASSA



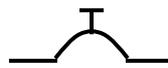
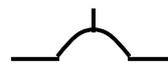
BATERIA



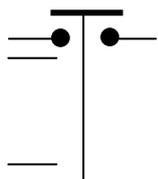
LIGAÇÃO À MASSA



INTERRUPTORES



DISJUNTORES



RELÉ



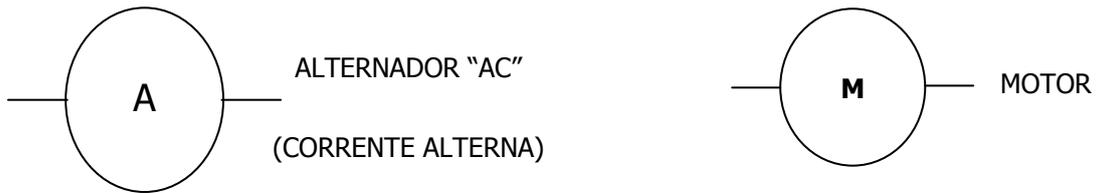
BARRAMENTO



GERADOR "DC"
(CORRENTE CONTINUA)



LÂMPADA



DISPOSITIVOS DE CONTROLO E PROTECÇÃO

Estes dispositivos têm em vista a segurança e a eficiência da operação dos sistemas eléctricos da aeronave.

DISPOSITIVOS DE CONTROLO

INTERRUPTOR: O tipo de interruptor usado é determinado pelo método com que a unidade é operada. Os interruptores são operados manualmente pelo piloto ou outro membro da tripulação, mecanicamente e electricamente.

- Operados Manualmente destacam-se 4 tipos: Navalha, Rotativo, Alavanca e Botão.
- Operados Mecanicamente: Micro-interruptor.
- Operados Electricamente: Relé (solenóide).

DISPOSITIVOS DE PROTECÇÃO

DISJUNTORES (Circuito Breaker – C/B): São usados para abrir um circuito quando há um excesso de corrente (Disjuntor térmico).

FUSÍVEIS: Têm a mesma finalidade dos disjuntores. Os principais tipos são: Regular e Lento.

REGULAR: Queima-se logo que a corrente exceda o valor para o qual está calibrado.

LENTO: Este fusível permite uma sobrecarga antes de interromper o circuito (queimar), pelo que é usado em unidades que estão sujeitas a variações de correntes.

BIBLIOGRAFIA

- Apontamentos Pessoais

LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR

PÁGINAS	EM VIGOR
CAPA (Verso em branco)	ORIGINAL
CARTA DE PROMULGAÇÃO (Verso em branco)	ORIGINAL
REGISTO DE ALTERAÇÕES (Verso em branco)	ORIGINAL
1 (Verso em branco)	ORIGINAL
3 a 14	ORIGINAL
15 (Verso em branco)	ORIGINAL
17 a 20	ORIGINAL
21 (Verso em branco)	ORIGINAL
23 a 24	ORIGINAL
25 (Verso em branco)	ORIGINAL
27 a 34	ORIGINAL
35 (Verso em branco)	ORIGINAL
37 a 40	ORIGINAL
41 (Verso em branco)	ORIGINAL
43 a 44	ORIGINAL
45 (Verso em branco)	ORIGINAL
47 a 48	ORIGINAL
49 (Verso em branco)	ORIGINAL
51 a 52	ORIGINAL
53 (Verso em branco)	ORIGINAL
55 a 56	ORIGINAL
57 (Verso em branco)	ORIGINAL
59 a 60	ORIGINAL
61 (Verso em branco)	ORIGINAL
63 a 72	ORIGINAL
73 (Verso em branco)	ORIGINAL
75 a 154	ORIGINAL
155 (Verso em branco)	ORIGINAL
157 (Verso em branco)	ORIGINAL
LPV-1 (Verso em branco)	ORIGINAL