



**AeroTTD**  
ESCOLA DE AVIAÇÃO CIVIL

**Sistemas de Comunicação  
e de Navegação**

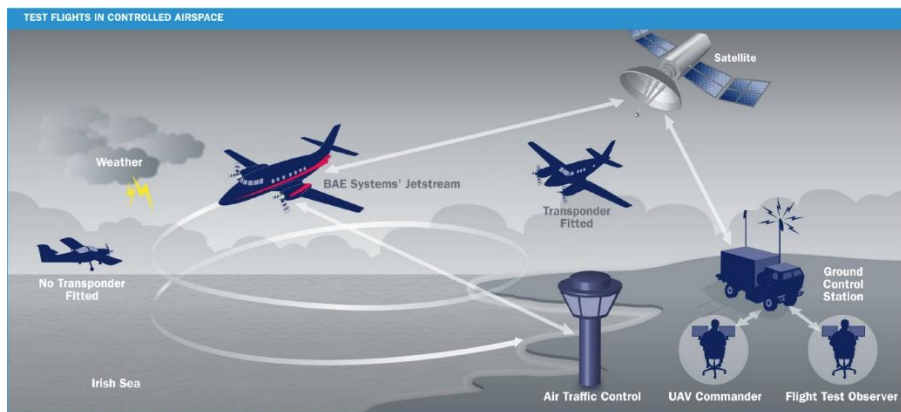


<b>CNPJ</b>	72.443.914/0001-38
<b>Mantenedora</b>	AERO TD ESCOLA DE AVIAÇÃO CIVIL LTDA - ME
<b>Instituição</b>	AERO TD Escola de Aviação Civil
<b>Esfera Administrativa</b>	Privada
<b>Endereço (Rua, Nº.)</b>	Rua Madalena Barbi nº 46.
<b>Cidade UF CEP</b>	Bairro: Centro - Florianópolis SC. CEP: 88.015-200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

ES

## Sumário

Módulo I .....	4 a 35
Módulo II .....	36 a 79
Módulo III .....	82 a 101
Módulo IV .....	102 a 138
Módulo V .....	140 a 169
Módulo VI .....	171 a 216



Fonte: [www.aereo.jor.br](http://www.aereo.jor.br)

## MÓDULO I

# SISTEMAS DE COMUNICAÇÃO

## INTRODUÇÃO

Caros alunos,

Iniciaremos nossos estudos falando um pouco da evolução dos sistemas de comunicação. Vivemos num tempo de tecnologias avançadas e nem nos damos conta do longo caminho que foi preciso percorrer pelos antecessores das tecnologias que empregamos hoje nos mais diversos campos da atividade humana.

Vamos lá!

### 1.1 PRINCÍPIOS DA COMUNICAÇÃO

Hertz, um jovem físico alemão foi quem, no ano de 1888, realizou uma série de experiências que revelaram ao mundo científico a existência e características que ele, na época, chamou de forças elétricas que se dispersam e que correspondem às ondas eletromagnéticas, cuja existência havia sido provada matematicamente pelo grande físico inglês Maxwell.

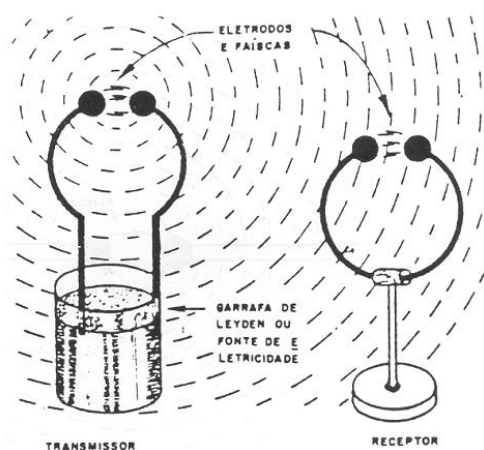
Para descobrir as ondas eletromagnéticas, ou ondas de rádio, Hertz utilizou vários aparelhos de laboratório que consistiam, primariamente, de uma garrafa de Leyden ou



capacitor, utilizado como fonte de energia elétrica. A eletricidade armazenada na garrafa de Leyden era conduzida por dois arcos metálicos, que terminavam em duas bolas de Cobre chamadas de eletrodos. Este conjunto constituía o transmissor ou gerador das ondas magnéticas.

Como receptor, Hertz utilizou um anel de cobre que terminava em dois eletrodos similares aos do transmissor.

A figura 18-1 ilustra os dois aparelhos utilizados por Hertz em sua experiência original.



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

Figura 18-1 Experiência de Hertz

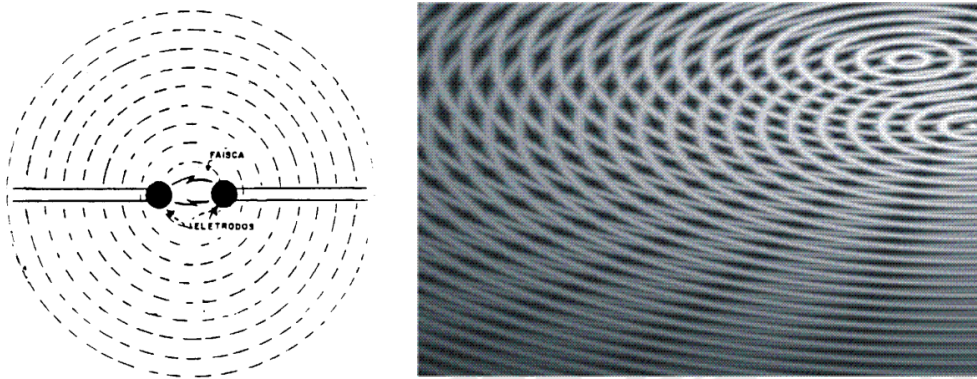
Quando a eletricidade armazenada na garrafa de Leyden alcançava sua intensidade máxima, uma descarga elétrica ocorria entre os eletrodos ou bolas de cobre, produzindo uma **faísca elétrica**.

Ao produzir esta descarga nos eletrodos do transmissor, outra faísca semelhante, mas de menor intensidade, era produzida, simultaneamente, no receptor que estava colocado a uma distância de dois metros do transmissor.

Hertz demonstrou com esta experiência que certa classe de eletricidade podia ser conduzida através do espaço (uma vez que não existia nenhum condutor metálico entre o transmissor e o receptor), de modo que assim foi descoberto o **princípio da telegrafia sem fio**.

Nas experiências realizadas posteriormente por Hertz, ele descobriu que essa classe de ondas se propaga em círculos concêntricos, em todas as direções, e que são refletidas por metais, do mesmo modo que os raios de luz são refletidos por um espelho. Além disso, descobriu que esta classe de ondas é capaz de atravessar substâncias como a madeira, o vidro, tecidos etc.

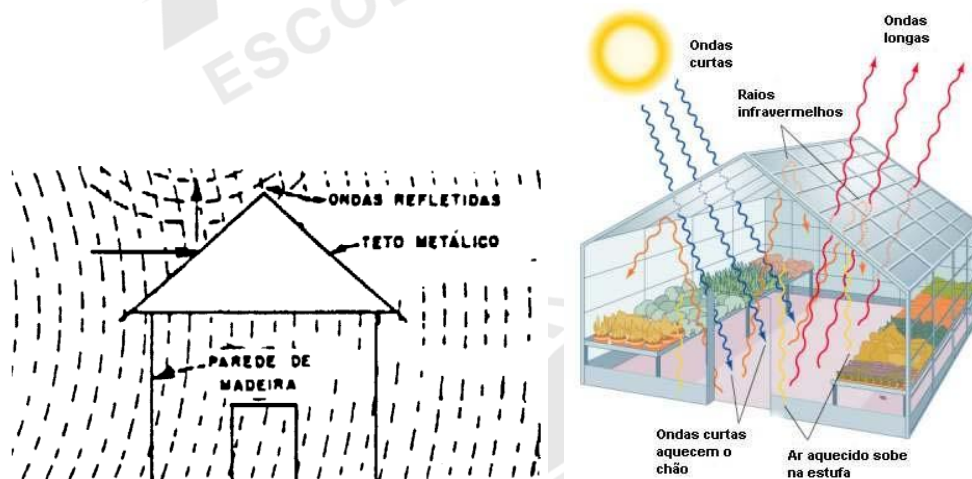
Na parte superior da figura 18-2 ilustramos a maneira como as ondas se dispersam, ou seja, de maneira circular, tendo como centro os eletrodos.



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

Figura 18-2 Propagação das ondas eletromagnéticas

A figura 18-3 ilustra graficamente que as ondas que atravessam substâncias tais como a madeira, são refletidas pelas superfícies metálicas, como folhas de zinco do teto da casa.



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

Figura 18-3 Propagação das ondas através dos corpos

Hertz também mediu a velocidade destas ondas, descobrindo que era a mesma das ondas de luz, isto é, aproximadamente 300.000.000 de metros por segundo (300.000 quilômetros por segundo).

Hertz não deu nenhuma aplicação prática às suas experiências, uma vez que ele era apenas um cientista. Entretanto, a posteridade honrou seu nome, batizando esta classe de ondas como "Ondas Hertzianas" (ou Artesianas), expressão esta comumente usada para identificar as ondas de rádio.

Como resultado das explicações dadas anteriormente, deduzimos que o transmissor utilizado originalmente por Hertz era um gerador de faíscas ou descarga elétrica. Na realidade, cada vez que se produz uma faísca elétrica geram-se ondas de rádio.

O aluno, provavelmente, terá notado isso ao escutar o ruído que produz um receptor de rádio quando ligamos ou desligamos um aparelho da linha de força, quando apagamos uma lâmpada ou quando é produzida uma descarga elétrica entre a terra e as nuvens (raio). Isto se deve a que, em todos esses casos, são reproduzidas faíscas elétricas que dão origem às ondas de rádio, as quais são captadas pelo receptor, interferindo com os programas que estamos escutando.

Mais tarde o cientista francês Branly aperfeiçoou o aparelho inventado por Hertz, conseguindo maior sensibilidade.

No ano de 1891, a maior parte dos cientistas da época compreendeu a grande aplicação prática que se podia dar às ondas hertzianas, como um meio para manter comunicações sem fio, mediante uma combinação de sinais de longa e curta duração, de maneira semelhante ao código Morse, usado então na telegrafia com fio.

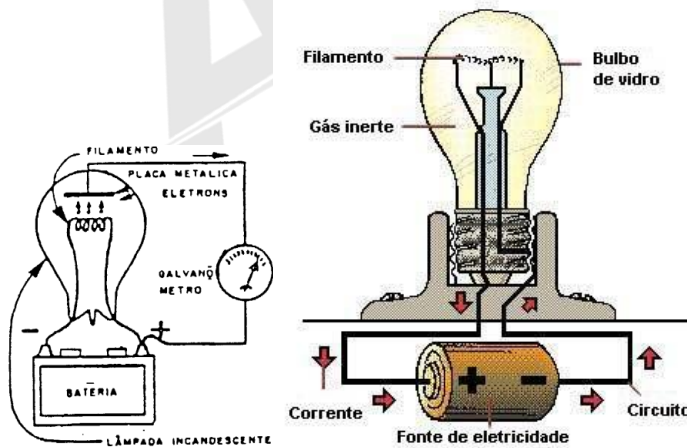
**A primeira comunicação por rádio** - Assim é que, no ano de 1895, Guilherme Marconi, um jovem cientista italiano, utilizando as ideias originais de Hertz e Branly, intercalou uma chave telegráfica no circuito do transmissor, para obter uma aplicação prática dos citados aparelhos. Além disso, Marconi acrescentou uma antena ao transmissor, e outra ao receptor e, utilizando uma bobina de indução, que é um dispositivo capaz de proporcionar uma corrente eletrônica de maior intensidade que a garrafa de Leyden, conseguiu aumentar a potência das ondas irradiadas pelo transmissor.

Mediante o emprego de tais dispositivos, Marconi, em 1898, conseguiu fazer uma comunicação sem fios (radiotelegráfica) a uma distância de dois quilômetros, sendo que, nesta data lhe foi concedida na Inglaterra, a primeira patente sobre aparelhos de telegrafia sem fio.

A partir dessa data Marconi fez rápidos progressos, conseguindo, em 1898, estabelecer uma comunicação sem fios entre dois navios de guerra separados por uma distância de 40 quilômetros. Nessa altura, Marconi já havia instalado e era proprietário da primeira estação telegráfica comercial, situada na Ilha de Wight, na Inglaterra. Nos primeiros meses de 1901, Marconi alcançou seu maior êxito ao receber a letra "S" através do Atlântico. A transmissão foi feita de Gales, na Inglaterra, e recebida em St. John Newfoundland, no Canadá.

**A válvula Audion** - Durante o processo de aperfeiçoamento da lâmpada incandescente, o seu inventor, Thomas Alva Edison, observou que ao colocar uma placa metálica no interior do bulbo de vidro de sua lâmpada incandescente, conforme mostrado na figura 18-4, os elétrons fluíam do filamento para a placa, embora não houvesse uma ligação física entre aqueles dois eletrodos (em lições futuras mostraremos com mais detalhes tal fenômeno).

Edison registrou também em seus apontamentos, que a corrente eletrônica somente circulava do filamento para a placa. Porém, como ele estava apenas interessado em aperfeiçoar sua lâmpada incandescente, ele não deu muita importância a esse fenômeno. Não obstante, o físico inglês Sir Ambrose Fleming interessou-se vivamente por essa descoberta e lhe deu uma aplicação prática, utilizando esse princípio como um meio para fazer com que a corrente eletrônica fluísse em uma só direção.



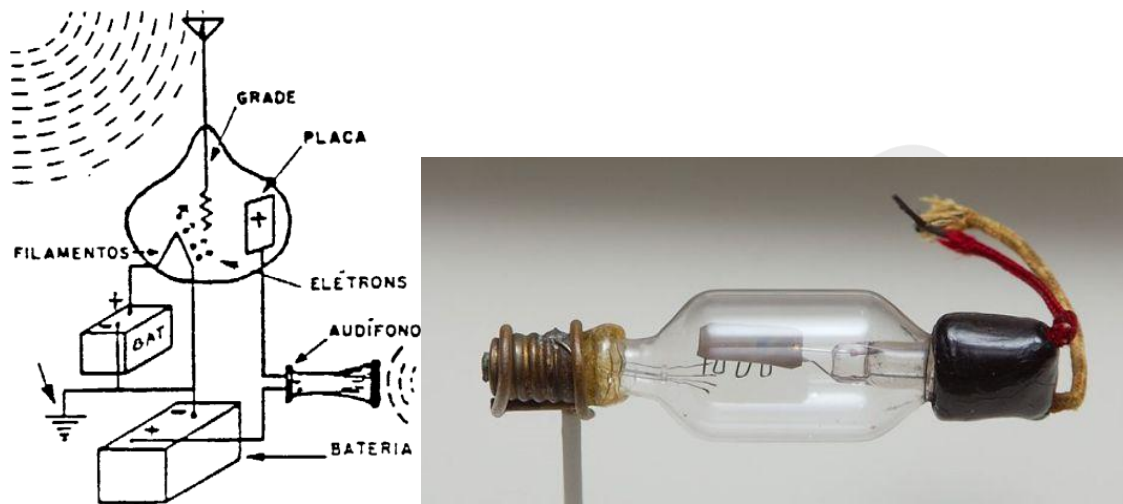
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/[www.geocities.ws](http://www.geocities.ws)

Figura 18-4 Experiência de Thomas Edison

Somente mais tarde é que a grande importância de tal descoberta foi posta em prática, graças aos trabalhos do Dr. Lee De Forest, outro grande cientista, cujas descobertas abriram as portas para o desenvolvimento da radiotécnica.

A figura 18-5 mostra o novo conjunto onde De Forest conseguiu fazer com que os sinais escutados no audífono fossem mais fortes.





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

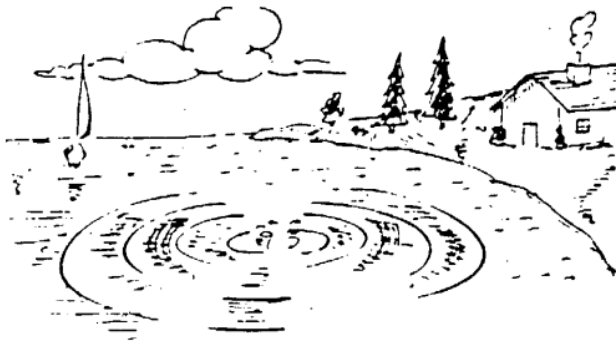
Figura 18-5 Válvula De Forest

Com esta descoberta realizada em 1906, era possível agora não somente detectar as ondas de rádio como também amplificá-las, produzindo-se, desta forma, sons de suficiente intensidade no audífono, daí o nome AUDION sugerido por De Forest para sua válvula eletrônica.

Apesar da enorme importância desta descoberta, usada então somente para receber sinais provenientes de transmissores de faíscas, muito tempo se passou até que o mundo compreendesse seu verdadeiro valor.

**Ondas ou vibrações produzidas ao se agitar a água** - Você certamente já terá observado o fenômeno ou efeito interessante que ocorre na água ao arremessarmos uma pedra na superfície tranquila de um lago.

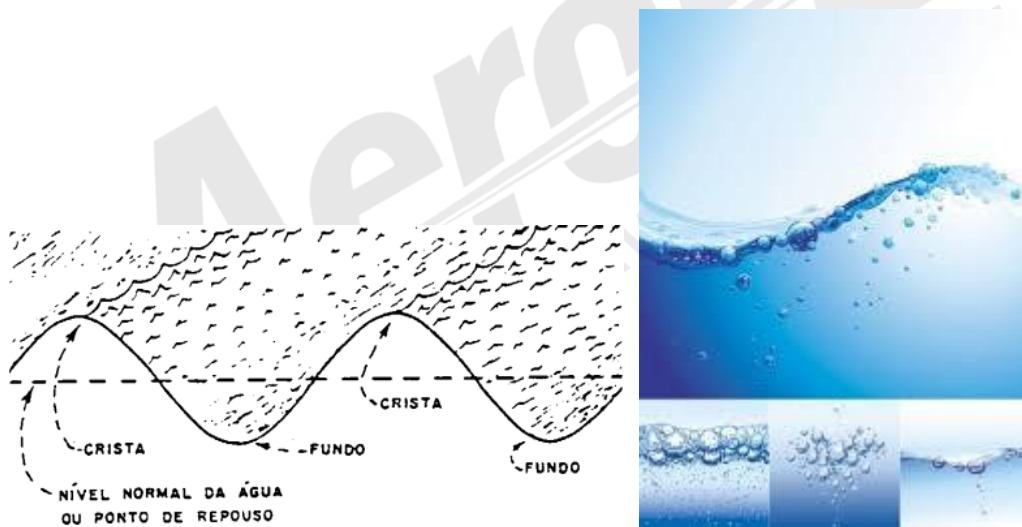
Recordar-se-á que uma série de ondulações se estendem em círculos concêntricos, a partir do lugar onde cair a pedra.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 fisicoquimicaslb.blogspot.com

Figura 18-6 Propagação de ondas na água

A figura 18-7 mostra um corte transversal da superfície do lago. Como vemos, a linha horizontal que atravessa a figura representa o ponto de repouso, ou seja, a superfície que marcaria o nível da água se ela estivesse absolutamente tranquila.

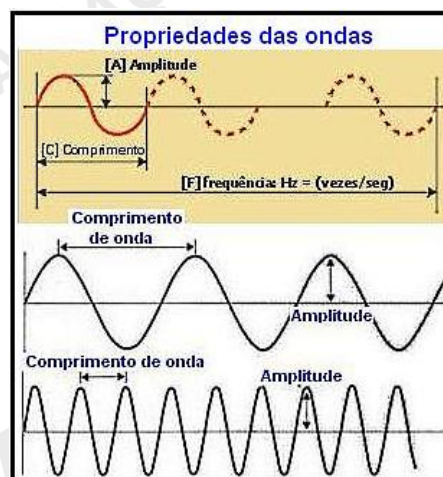
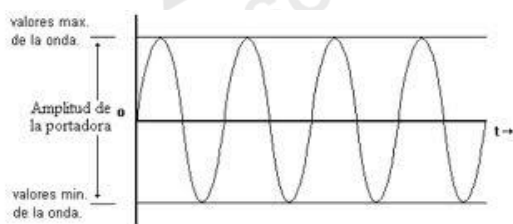
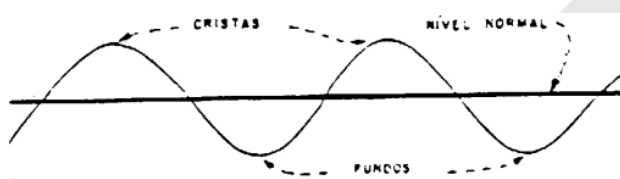


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 www.freebievectors.com

Figura 18-7 Forma da onda

Usando esta linha como ponto de referência, observa-se que uma parte da ondulação é formada por uma crista, ou ponto, onde a superfície da água alcança sua maior altura. A outra parte da ondulação está constituída por um fundo, ou ponto, onde a água alcança seu nível mínimo.

Se colocarmos um pedaço de madeira ou cortiça, sobre a superfície da água, no local onde caiu a pedra, observaremos que a madeira, ou cortiça, não se movimenta em direção à margem do lago, como sucede com as ondulações, porém sobe e desce marcando as cristas e os fundos das ondas que se propagam na superfície da água.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
[brunovianna.net/quartzodeplasma.wordpress.com](http://brunovianna.net/quartzodeplasma.wordpress.com)

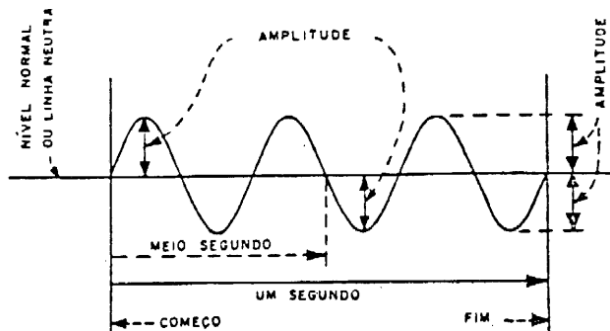
Figura 18-8 Representação gráfica das ondas

Assim fica demonstrado que a água é somente o meio propagador das vibrações, ou ondas, originadas ao se chocar a pedra com a água, pois nem o pedaço de madeira ou cortiça, e nem a água se movimentam para a margem do lago, como sucede com as ondas.

Na figura 18-8 eliminamos a água, de modo que somente fica a representação gráfica das ondas produzidas como resultado do choque da pedra na água.

Conforme ilustra a figura 18-9, a distância compreendida entre a linha que marca o nível normal (nível zero) e uma crista, ou um fundo, chama-se amplitude da onda.

Desta característica depende a intensidade ou potência da onda, pois quanto maior for a intensidade da onda, tanto maior será sua amplitude.



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

Figura 18-9 Amplitude de onda Figura

Por exemplo, no caso das ondas produzidas na água, quanto maior for a distância entre as cristas e os fundos, tanto maior será a intensidade das mesmas.

### Ondas de Rádio Amortecidas e Contínuas

Na figura 18-10A, ilustramos a forma das ondas irradiadas por um transmissor de faíscas.

Pelas explicações dadas anteriormente, deduzimos que esta forma de onda se inicia com uma amplitude ou intensidade mínima e que vai aumentando progressivamente até alcançar sua intensidade máxima, passando novamente a cair de intensidade até se extinguir completamente.

Isto se explica pelo fato da energia eletrônica entre os eletrodos do transmissor de faísca ter que vencer nos primeiros instantes a oposição causada pela separação de ar entre os dois eletrodos, antes que se forme o arco voltaico produzido pela faísca.

Assim que o arco voltaico é produzido, as ondas geradas alcançam sua máxima amplitude, caindo de intensidade logo em seguida, devido à queda de potencial na fonte de energia que produziu a faísca.

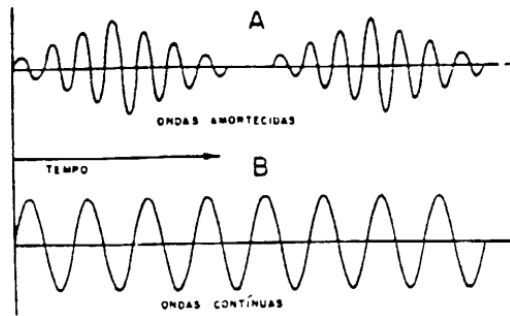
Esta representa uma grande desvantagem, pois, como podemos observar, o ponto de maior intensidade das ondas é de pouca duração, de modo que grande parte da energia do transmissor é perdida na formação de ondas de pouca intensidade.

Como essas ondas vão gradualmente perdendo sua intensidade, elas são conhecidas pelo nome de ondas amortecidas.

Na figura 18-10B temos outro tipo de onda no qual a amplitude se mantém constante desde o momento em que se inicia a transmissão até o momento em que se suspende a mesma.



Essas são as ondas que podem ser produzidas por meio da válvula inventada por De Forest e que proporciona uma maior eficiência.



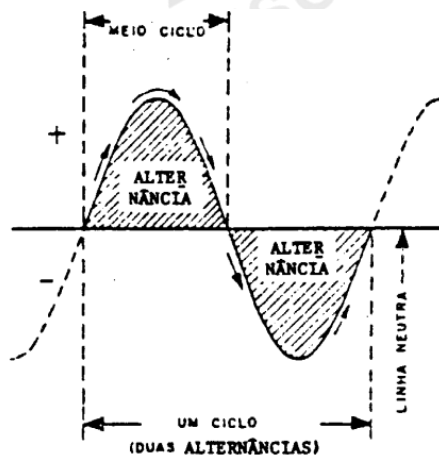
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-10 Ondas amortecidas e contínuas

**O ciclo** - Uma onda completa constitui um ciclo. Cada metade de uma onda, ou meio ciclo, apresenta uma alternância da onda ou semiciclo.

Cada onda, ou ciclo apresenta duas alternâncias: a alternância situada acima do nível normal é considerada positiva e a situada abaixo do nível normal é considerada negativa.

A figura 18-11 ilustra claramente o que acabamos de explicar.



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

Figura 18-11 Alternâncias da onda ou ciclo

**Frequência** - Antes de abordarmos os assuntos relativos à frequência, gostaríamos de esclarecer que, em homenagem a Rudolf Hertz, foi adotado o termo Hertz em lugar de ciclo por segundo. Assim sendo, teremos:

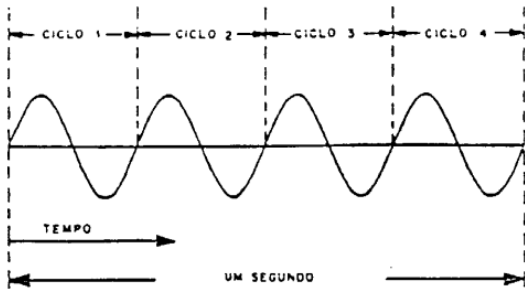
Hertz (Hz) - em lugar de ciclos por segundo (C/s)

Quilohertz (KHz) - em lugar de quilociclos por segundo (KC/s)

Megahertz (mHz) - em lugar de megaciclos por segundo (mC/s)

O termo frequência indica o número de ciclos (ondas completas) produzidos num determinado período de tempo.

Por exemplo: a figura 18-12 ilustra uma frequência de quatro ciclos por segundo, ou seja, quatro ondas são produzidas no espaço de um segundo. A frequência das ondas é expressa em Hertz. Portanto, a representação gráfica da figura 18-12 corresponde a uma onda, cuja frequência é de 4 Hz.



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

Figura 18-12 Onda com frequência de 4 Hz

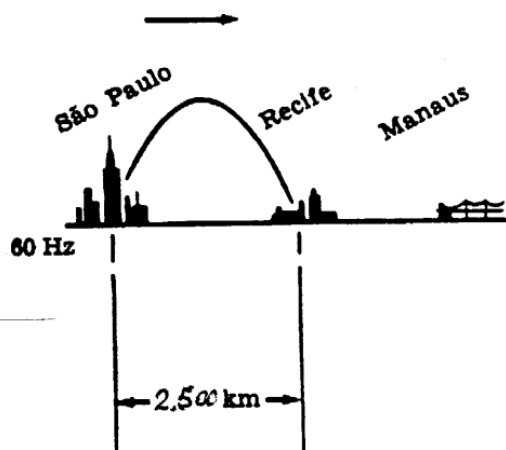
Prefixo	Valor	Símbolo
Terá	$10^{12}$	T
Giga	$10^9$	G
Mega	$10^6$	M
Kilo	$10^3$	K
Hecto	$10^2$	h
Deca	10	da
Deci	$10^{-1}$	d
Centi	$10^{-2}$	c
Mili	$10^{-3}$	m
Micro	$10^{-6}$	$\mu$
Nano	$10^{-9}$	n
Pico	$10^{-12}$	p
Fento	$10^{-15}$	f
Atto	$10^{-18}$	a

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

Tabela de Prefixos

**Relação entre frequência e comprimento de onda** - Para maior simplicidade, considere um alternador fornecendo energia elétrica com a frequência de 60 Hz por meio de uma linha de transmissão ligando São Paulo a Manaus, passando por Recife. Admita que a velocidade de propagação a CA seja igual à velocidade de irradiação eletromagnética no espaço livre, que é constante e de 300.000 km por segundo, independentemente da frequência.

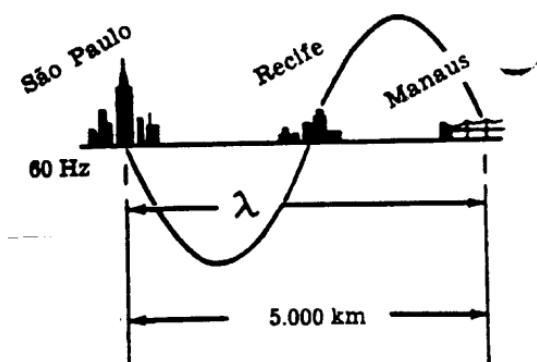
Se o gerador iniciar sua ação geradora no ponto de tensão zero da senoide, depois de decorrido meio ciclo ( $1 / 120$  de segundo), o ponto de tensão zero terá percorrido uma distância que pode ser determinada pelo produto da velocidade da onda, pela duração de meio ciclo. Esta distância corresponderá a cerca de 2.500 km ( $300.000 \times 1/120$ ), que é aproximadamente a distância entre São Paulo e Recife.



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

Figura 18-13

Decorrido o outro meio ciclo ( $1/60$  de segundo) o ponto terá percorrido uma distância de 5.000 km ( $300.000 \times 1/60$ ), que é a distância aproximada de São Paulo a Manaus.



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

Figura 18-14

Esta distância de 5.000 km é o comprimento de onda da CA de 60 Hz, que é a distância percorrida pela onda durante o tempo correspondente a um ciclo. O símbolo para comprimento de onda é a letra grega lambda ( $\lambda$ ).

Do mesmo modo, o comprimento de onda de qualquer onda irradiada pode ser determinado multiplicando-se a velocidade constante pela duração de um ciclo. Como a duração de um ciclo é igual a um (1) dividido pela frequência ( $1 / f$ ), o comprimento de onda é igual à velocidade constante dividida pela frequência ( $\lambda = V/f$ ) ou a velocidade é igual à

frequência multiplicada pelo comprimento de onda ( $V = f \cdot \lambda$ ). Como  $V$  é constante, quanto maior a frequência, menor o comprimento de onda e vice-versa.

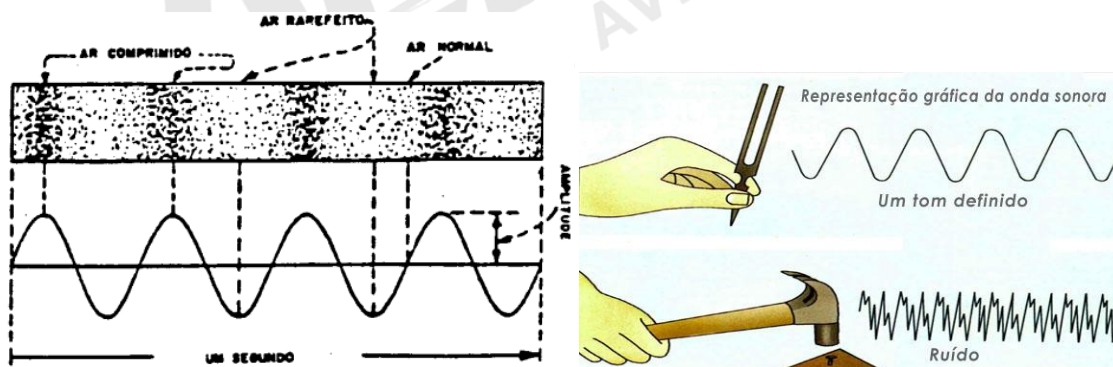
## Propriedades das Ondas Sonoras

Até agora, ao falarmos das ondas em geral, somente mencionamos aquelas produzidas na água como resultado das vibrações causadas pelo choque da pedra contra a água. Não obstante, as características das ondas de rádio e das ondas sonoras são semelhantes às que observamos no lago.

Embora as características de propagação tanto das ondas sonoras como das ondas de rádio ou eletromagnéticas sejam idênticas, elas são de natureza diferente, pois as ondas sonoras são vibrações mecânicas, ao passo que as ondas eletromagnéticas são vibrações eletrônicas.

No caso das ondas geradas na superfície do lago, o meio condutor é a água, ao passo que no caso das ondas sonoras, o meio condutor ou de propagação é geralmente o ar. Quanto às ondas eletromagnéticas, o seu meio de propagação continua a ser motivo de controvérsia entre os cientistas, de modo que apenas diremos que elas se propagam em todos os meios.

**Representação gráfica das ondas sonoras** - A figura 18-15 ilustra graficamente um som ou ruído produzido por uma campainha que vibra numa velocidade de quatro vezes por segundo. Observe que, na parte superior da figura estão ilustradas as compressões do ar por meio de uma concentração dos pontos que representam as partículas de ar. Na parte inferior aparece a forma das ondas produzidas por essa vibração. Neste caso, como em exemplos semelhantes, a amplitude mínima das ondas corresponde ao grau mínimo de compressão das partículas de ar, ou seja, à rarefação do ar. Na figura 18-15 a linha horizontal que atravessa as ondas corresponde à condição normal ou estado das partículas de ar, quando não há compressão ou rarefação.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/[www.celsobarbieri.co.uk](http://www.celsobarbieri.co.uk)

Figura 18-15 Representação gráfica das ondas sonoras



Todos os termos referentes às características das ondas já estudadas são aplicáveis à descrição de sua forma. Por isso, quanto maior a amplitude das ondas sonoras, tanto maior será a intensidade do som percebido pelo ouvido.

Na campainha elétrica, quanto mais forte for o golpe do martelo na campânula, tanto maior será a amplitude da onda produzida. A forma das ondas sonoras pode ser vista num instrumento especial denominado osciloscópio.

Nas ondas sonoras, a frequência ou número de vibrações por segundo é o fator que determina o que comumente se conhece como tom. O tom de uma nota ou som musical é classificado de acordo com a frequência do som.

Os sons de tom baixo ou grave são as notas musicais cuja frequência é baixa, ao passo que os sons de tom alto ou agudo são aqueles cuja frequência ou número de vibrações por segundo é alto.

Por exemplo: o violoncelo produz notas graves ou baixas, porque sua frequência está compreendida entre 60 a 213 Hertz.

Por outro lado, o violino produz notas agudas ou altas, porque a frequência dos sons emitidos por esse instrumento está compreendida entre 230 e 3.072 Hertz.

**Frequências que o ouvido humano pode perceber** - As frequências dos sons que o ouvido humano pode perceber estão compreendidas entre 16 Hz como limite mínimo e 20.000 Hz como limite máximo.

As ondas sonoras mais baixas, ou seja, inferiores a 16 Hz, não são escutadas como um único som, mas sim como ruídos separados. Isto é, o ouvido somente percebe como um único som as vibrações acima de 16 Hz. As vibrações abaixo de 16 Hz são ouvidas a intervalos e são classificadas como ruídos, geralmente desagradáveis ao ouvido.

Os sons acima de 20.000 Hz não são percebidos pelo ouvido humano. O voo do mosquito, que corresponde mais ou menos a esta frequência, é o som com maior número de vibrações que podemos perceber. Os sons de frequência mais alta não podem ser escutados, mesmo que sejam de alta intensidade, porque as membranas auditivas são incapazes de responder a uma vibração superior a 20.000 Hz, embora animais como os cães, possam perceber sons mais altos. Esta é a razão porque pastores usam apitos especiais para chamar os cães que cuidam de suas ovelhas.

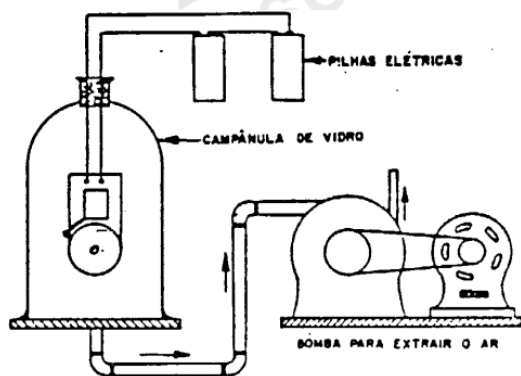
Como os sons cujas frequências estão compreendidas entre 16 e 20.000 Hz são os que o ouvido humano pode perceber, essas são conhecidas pelo nome de audiodiferença ou frequência audível. Embora o ouvido humano possa perceber essa gama ou escala de

frequências, as estações radiodifusoras de AM e os receptores utilizados para receber os seus programas, somente reproduzem sons compreendidos entre 50 e 5.000 Hz. Não obstante, no sistema de transmissão e recepção de frequência modulada, é possível reproduzir toda classe de sons cujas frequências estejam compreendidas entre 30 e 15.000 Hz.

**Meios em que se propagam as ondas sonoras** - Segundo mencionamos ao iniciar as explicações sobre as ondas sonoras, estas são o resultado das vibrações mecânicas de um objeto no meio condutor. Esse meio deve ser matéria, esteja ela no estado sólido, líquido ou gasoso.

Algumas substâncias, como a água por exemplo, pode se apresentar em qualquer dos três estados. O estado sólido é o gelo, o líquido, a água, e o gasoso, o vapor da água.

O meio condutor utilizado com mais frequência para a propagação do som é o ar (estado gasoso) porém, o som pode ser propagado tanto nos líquidos como nos sólidos. O som, entretanto, não se propaga no vácuo porque, neste caso, não há um meio condutor que faça chegar as vibrações até o ouvido, conforme demonstra a experiência ilustrada na figura 18-16.



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

Figura 18-16 Experiência de propagação do som no vácuo

Observe a campainha elétrica instalada no interior de uma campânula de vidro, da qual é possível se extrair o ar por meio de uma bomba pneumática que rarefaz totalmente o ar no interior da campânula.

A experiência em questão é iniciada com a campainha funcionando. À medida que o ar é extraído do interior da campânula, os sons vão gradualmente se extinguindo, até desaparecer por completo, quando todo o ar for bombeado para fora.

**Velocidade de propagação do som** - A velocidade de propagação do som depende da matéria que é utilizada como meio condutor. Entretanto, podemos dizer que o som se propaga com maior velocidade e eficiência nos líquidos e nos sólidos do que no ar.

Na tabela a seguir podemos comparar a velocidade de propagação do som em diversas substâncias.

Substância	Velocidade em metros por segundo
Ar	331
Ferro ou aço	5.100
Água	1.400
Cobre	3.292
Vidro	5.500

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

**Intensidade do som** - A unidade empregada para descrever a intensidade do som (amplitude de onda) é o decibel, que corresponde a um décimo da unidade utilizada originalmente, a qual recebeu o nome de "BEL" em honra a Alexandre Graham Bell, inventor do telefone.

Praticamente, podemos definir o decibel como a mudança mínima de intensidade do som que o ouvido humano pode perceber. Por exemplo, para escutar uma variação na intensidade do som de uma nota musical, cuja intensidade é de um decibel, a intensidade do mesmo som tem que subir a 2 decibéis antes que o ouvido possa perceber a diferença. O ruído excessivo não prejudica apenas os ouvidos, mas atinge também o sistema nervoso. Pode provocar o aumento da pressão sanguínea, problemas de audição e cardíacos. Muitas vezes é por causa do barulho que perdemos o sono, ficamos irritados e cansados, sem explicação aparente. Estamos cercados de barulho por todos os lados.

A relação a seguir lhe dará uma ideia dos ruídos que nos perturbam.

Tique-taque de relógio	20 db
Conversação normal	50 db
Liquidificador	80 db
Limite permitido por lei no RJ	85 db
Apitos e sirenes	90 db
Buzina estridente de automóvel	100 db
Serra circular ou trem	110 db
Conjunto de guitarras	120 db
Motor a jato	Perigo → 130 db
Gol do Flamengo no Maracanã	130 db
Fogos de estampido	130 db
Liminar de audibilidade humana	140 db
Foguete espacial	180 db

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

Somente sons e ruídos na faixa de 10 a 140 decibéis são captados pelo ouvido humano. Os de menos de 10 são inaudíveis e os superiores a 140 provocam ruptura dos tímpanos.

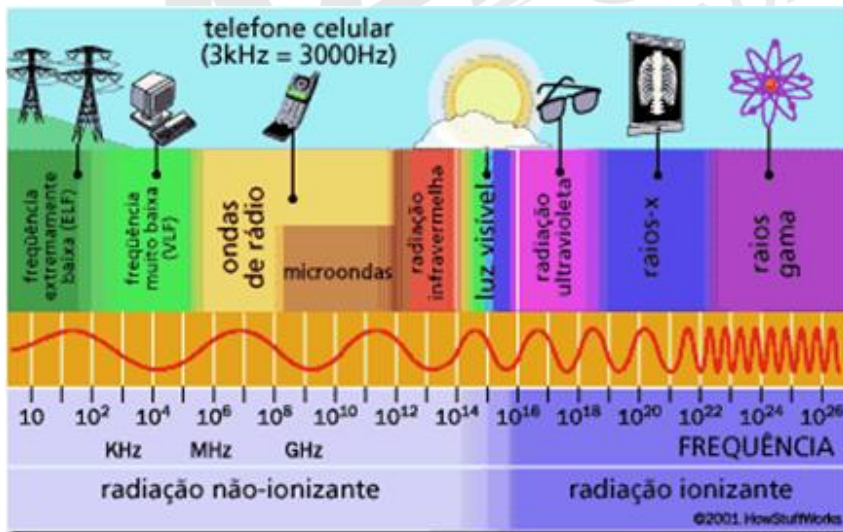
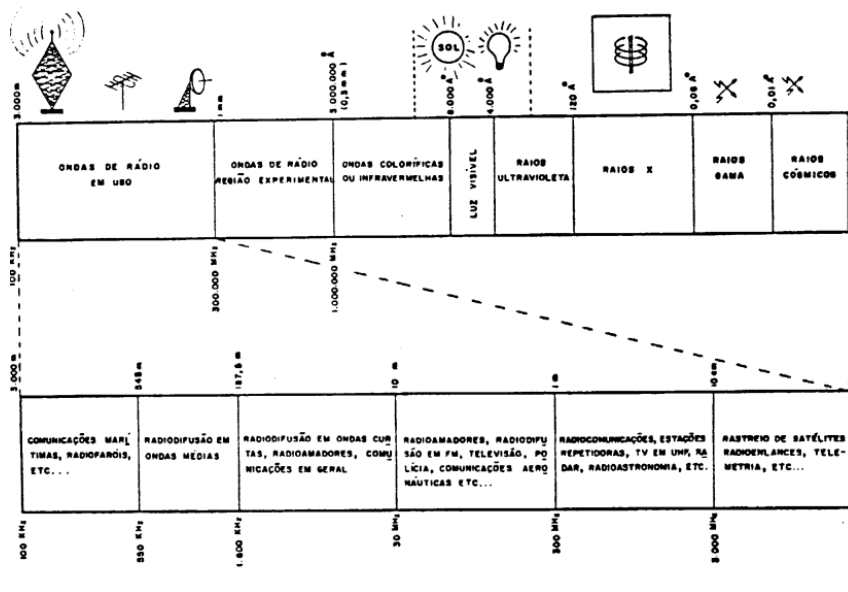
**Velocidade e frequência das ondas de rádio** - Como mencionamos no princípio desta lição, a velocidade de propagação das ondas de rádio é igual à velocidade de propagação da luz ou ondas luminosas. Isto se deve ao fato das ondas de rádio, as ondas luminosas e as ondas caloríficas apresentarem as mesmas características, ou seja, todas elas pertencerem ao tipo de ondas de frequências muito altas, conhecidas como ondas eletromagnéticas ou irradiações eletromagnéticas.

Deduzimos então, que as ondas de rádio são apenas uma variedade ou gama diferente das ondas eletromagnéticas, distinguindo-se das outras por sua frequência e comprimento de onda.

A figura 18-17 ilustra a classificação ou escala das ondas eletromagnéticas, de acordo com sua frequência e comprimento de onda.

Observe que as ondas de rádio correspondem às ondas eletromagnéticas de frequência mais baixa, vindo em seguida as ondas caloríficas, as ondas luminosas, os raios ultravioletas, etc.





Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/física.tubalivre.com

Figura 18-17 Classificação das ondas eletromagnéticas

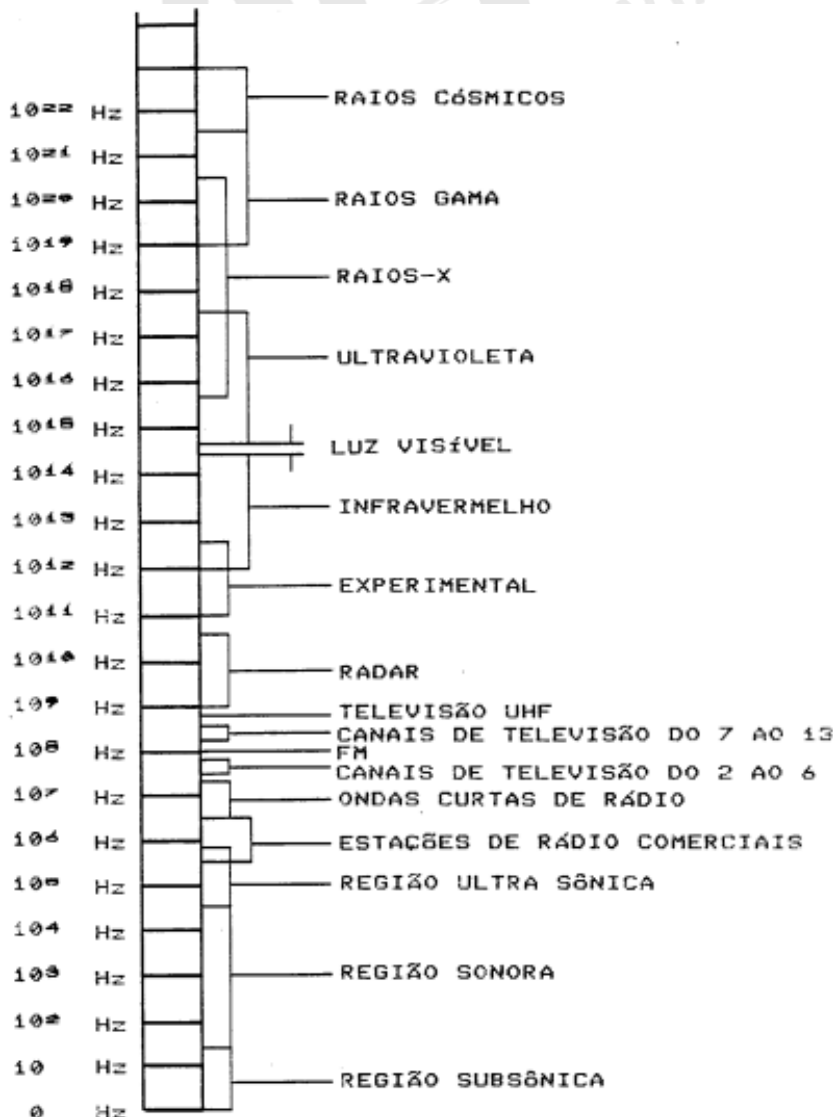
## Ondas de Rádio

As ondas de rádio, ou seja, as usadas nos sistemas de radiocomunicação, estão compreendidas entre 100 quilohertz e 1.000.000 megahertz. Essas ondas, expressas segundo seu comprimento de onda, correspondem às compreendidas entre 3.000 metros e 0,03 centímetros (0,3 mm). Essas são as ondas descobertas por Hertz, por meio do transmissor de faísca. Uma das características das ondas de rádio é que não são perceptíveis aos sentidos, exceto por seus efeitos quando são aplicados ao corpo humano com grande intensidade, por meio de eletrodos especiais, como nos aparelhos médicos de diatermia.

**Ondas infravermelhas ou ondas caloríficas** - As ondas infravermelhas são de frequências superiores a 1.000.000 de megahertz e correspondem a comprimentos de onda inferiores a 0,03 cm (0,3 mm). A partir dessas ondas, como a frequência é excessivamente elevada e o comprimento da onda tão pequeno, adotou-se uma unidade especial que permite indicar mais facilmente o comprimento de onda. Esta unidade se chama "Unidade Angstrom" (A), e equivale à décima milionésima parte de um milímetro (0,0000001 mm). É evidente que é infinitamente pequena para se ter um conceito prático de sua dimensão.

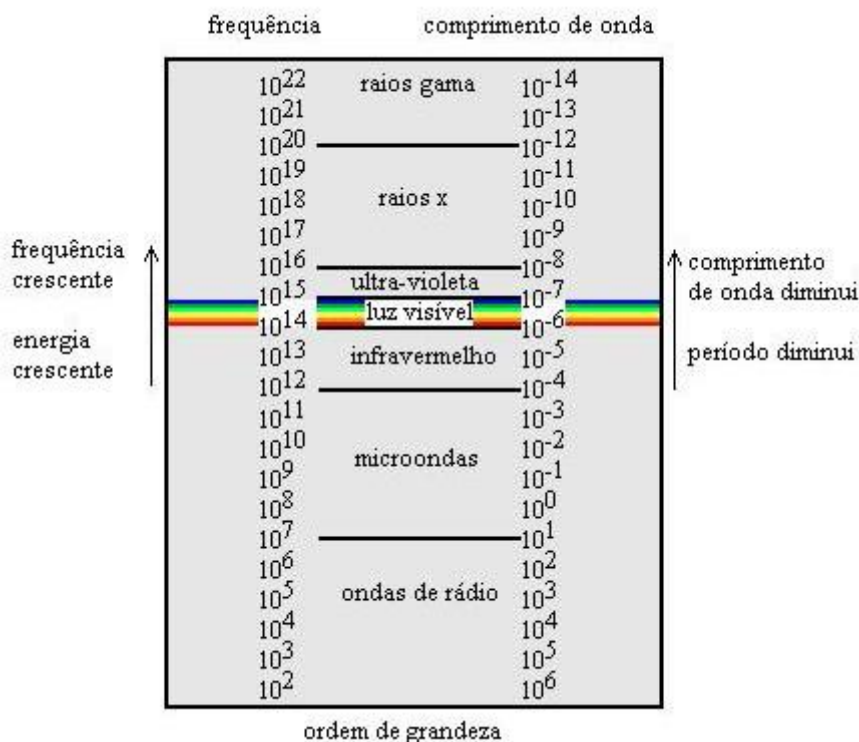
Em unidades Angstrom, as ondas de calor estão compreendidas entre três milhões de "A" (0,3 mm) e 8.000 A.

Tais ondas são emitidas pelos aquecedores de água (vapor d'água), ferros elétricos de engomar, etc. É interessante observar que uma grande parte dessas ondas são irradiadas pelo Sol, como ondas luminosas e raios ultravioletas.



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

Figura 18-18 Espectro de radiação eletromagnética



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

**Ondas luminosas (a luz)** - Estas ondas se caracterizam por pertencerem à única classe de ondas eletromagnéticas que a vista humana pode perceber, sem necessidade de um dispositivo especial.

Apresentam características muito parecidas às ondas caloríficas, e alguns cientistas as consideram como o fim do espectro. A prova disso é que, quando um corpo alcança uma temperatura muito elevada, ele começa a emitir raios luminosos.

Além disso, a luz pode ser convertida em calor, quando os raios luminosos são concentrados por meio de uma lente.

A luz está compreendida entre 8.000 e 4.000 unidades Angstrom. Os raios solares abrangem toda esta gama do espectro das ondas eletromagnéticas.

**Raios ultravioletas** - A luz ou raios ultravioletas estão compreendidos entre 4.000 a 120 unidades Angstrom. Parte desses raios é produzida pelo Sol. Artificialmente, eles podem ser produzidos por meio de lâmpadas elétricas especiais, as quais são usadas frequentemente no tratamento de certas enfermidades.

**Raios X** - Os raios X estão compreendidos entre os comprimentos de onda correspondentes a 120 unidades Angstrom e 0,06 da mesma unidade (6 centésimos de 1

Angstrom). A característica principal dessas ondas eletromagnéticas é que são capazes de atravessar toda sorte de tecidos, couros, telas, madeiras e uma grande parte dos metais.

Os raios X são usados, principalmente, para tirar fotografias do interior do corpo humano, sendo, também, usados na indústria para fotografar a estrutura de peças metálicas de alumínio, aço, etc.

**Raios Gama e Raios Cósmicos** - As ondas eletromagnéticas de maior frequência e menos comprimento de onda que se tem conhecimento definido são os raios gama, que são o produto das emissões ou irradiações de elementos radioativos, como o Rádium e o Urânio. Os raios são produzidos nesses elementos pela desintegração atômica espontânea dos mesmos. Não obstante, grande parte desses raios pode ser produzida artificialmente por meio de potentes aparelhos de Raios X ou pela desintegração artificial, como no caso da bomba atômica.

Na medicina, esses raios de baixa intensidade são usados para destruir tumores cancerosos, empregando-se neste caso, o Rádium. Os sais radioativos são usados também na indústria, pois têm a propriedade de emitir raios de baixa proporção e, como são visíveis na obscuridade (fosforescentes) encontram aplicações na fabricação de mostradores de relógios e ponteiros.

Embora os Raios Gama sejam os últimos a respeito dos quais se tenha noções claras, sabe-se que existem outros raios de menor comprimento de onda que a ciência chama de raios cósmicos secundários, por se acreditar que sejam encontrados nos espaços interplanetários. Isso é tudo que se sabe a respeito dos mesmos até hoje.

Estas explicações servirão, indubitavelmente, para dar ao aluno um conceito mais definido da classificação e características das ondas eletromagnéticas, a cuja família pertencem as ondas de rádio que, no momento, nos interessam. Não obstante, ao estudarmos a televisão, teremos a oportunidade de utilizar os conhecimentos adquiridos sobre as outras classes de ondas eletromagnéticas.

Apesar das ondas de rádio, as ondas caloríficas e as ondas luminosas pertencerem à mesma família, seria errôneo crer que são parecidas em todos os aspectos, pois a diferença em frequência e comprimento de onda entre elas é enorme. Entretanto, devemos ter presente que todas as classes de ondas eletromagnéticas são manifestações de energia em diversas formas e, em muitos casos, é possível transformá-las em movimentos mecânicos, como sucede com o calor utilizado para impulsionar máquinas ou locomotivas.

**Classificação detalhada das ondas de rádio** - As ondas eletromagnéticas, que correspondem às ondas de rádio utilizadas hoje em dia, são classificadas em várias faixas, de acordo com o comprimento de onda e com os serviços a que se destinam nos sistemas de radiocomunicações.

Como se observa na parte inferior da figura 18-19, as ondas de rádio normalmente utilizadas podem ser divididas em seis blocos principais, que englobam as diversas faixas de frequências.

No primeiro bloco temos as frequências compreendidas entre 100 kHz e 550 kHz, frequências estas que correspondem à faixa de **ondas longas**. Essa faixa compreende diversos tipos de comunicações, inclusive os radiofaróis (para orientação da navegação aérea). Além disso, na Europa, existe também radiodifusão (emissoras comerciais) nessa faixa.

No segundo bloco temos as frequências compreendidas entre 550 kHz e 1600 kHz, que correspondem à faixa de **ondas médias**. Nesta faixa, estão localizadas, exclusivamente, emissoras comerciais de radiodifusão (Broadcasting).

No terceiro bloco temos as frequências compreendidas entre 1600 kHz e 30 MHz, que correspondem à faixa de ondas curtas. Nessa importante parte das ondas de rádio estão localizadas as radiodifusoras internacionais (nas faixas de 49, 31, 25, 16 e 13 metros), bem como as radiodifusoras das chamadas "faixas tropicais" (90 e 60 metros). Também na faixa de ondas curtas estão localizadas diversas faixas destinadas às comunicações entre radioamadores (160, 80, 40, 20, 15, 11 e 10 metros). Além disso, localizam-se também nessa faixa inúmeros outros serviços de radiocomunicações, tanto governamentais como de empresas privadas, operando em fonia, telegrafia e teletipo.

No quarto bloco estão as frequências compreendidas entre 30 MHz e 300 MHz, que correspondem à faixa de frequências muito elevadas (VHF). Nesta faixa temos as emissoras de TV em VHF, radiodifusão em FM, além de diversos sistemas de radiocomunicação (radioamadores, aeronáutica, polícia, serviços públicos, etc.).

No quinto bloco temos as frequências compreendidas entre 300 e 3.000 MHz, que correspondem à faixa de frequências ultraelevadas (UHF).

Esta faixa compreende radiocomunicações em geral, radioamadores, estações repetidoras, emissoras de TV em UHF, radares, radioastronomia, etc.

No sexto e último bloco estão as frequências compreendidas entre 3.000 e 300.000 MHz, que abrangem frequências superelevadas (SHF de 3.000 a 300.000 MHz) e frequências

extremamente elevadas (EHF de 30.000 a 300.000 MHz), que correspondem à faixa de micro-ondas.

Estas faixas compreendem sistemas de rastreamento de satélites artificiais, telemetria, sistemas de radio enlaces, etc.

FAIXA DE FREQUÊNCIA	DESIGNAÇÃO TÉCNICA	DESIGNAÇÃO LEIGA	EXEMPLOS DE UTILIZAÇÃO
300 Hz a 3000 Hz	E. L. F.	Ondas Extremamente Longas	Comunicação para submarinos, para escavação de minas e etc.
3 KHz a 30 KHz	V. L. F.	Ondas Muito Longas	
30 KHz a 300 KHz	L. F.	Ondas Longas	Auxílio à navegação aérea, serviços marítimos, radiodifusão local.
300 KHz a 3000 KHz	M. F.	Ondas Médias	
3 MHz a 30 MHz	H. F.	Ondas Tropicais Ondas Curtas	Radiodifusão local e distante, serviços marítimos (Estações Costeiras).
30 MHz a 300 MHz	V. H. F.		Transmissão de TV, sistemas comerciais e particulares de comunicação, serviços de segurança pública (polícia, bombeiros, etc).
300 MHz a 3000 MHz	U. H. F.		
3 GHz a 30 GHz	S. H. F.		Comunicação pública à longa distância: sistemas interurbanos e internacionais em radiovisibilidade, tropodifusão e satélite.
30 GHz a 300 GHz	E. H. F.		
E.L.F. - Extremely Low Frequency V.L.F. - Very Low Frequency L.F. - Low Frequency M.F. - Medium Frequency H.F. - High Frequency		V.H.F. - Very High Frequency U.H.F. - Ultra High Frequency S.H.F. - Super High Frequency E.H.F. - Extremely High Frequency	

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

Figura 18-19 Classificação de sistemas rádio

## Principais Sistemas de Radiocomunicações

Num transmissor de onda contínua, o sinal de saída possui sua amplitude uniforme em todos os ciclos.

Um sinal de RF desse tipo, por si só não contém nenhuma informação útil. Entretanto, é possível introduzir certas "modificações", tornando-o capaz de "transportar" uma mensagem. Por este motivo, o sinal de RF emitido pela antena de um radiotransmissor é usualmente chamado de "Onda Portadora".

Convém salientar que a onda portadora não é a mensagem propriamente dita, mas sim o "veículo" que leva tal mensagem para um ponto distante.

Nas últimas décadas foram desenvolvidas inúmeras técnicas para "modificar" uma onda portadora, a fim de que ela possa transportar uma informação útil. Cada uma dessas técnicas caracteriza os diversos sistemas de radiocomunicações atualmente em uso, entre os quais iremos estudar os seguintes sistemas:

- Radiotelegrafia (ou CW)
- Modulação em Amplitude (ou AM)
- Modulação em Frequência (ou FM)
- Banda Lateral Única (ou SSB)



No **Sistema de Radiotelegrafia**, a mensagem é transmitida sob a forma de um código pré-estabelecido.

Este tipo de transmissão (talvez o mais eficiente e seguro) é utilizado nas comunicações entre estações de radioamadores, nas comunicações entre estações de grupos comerciais (bancos, empresas de transporte aéreo e marítimo), pelos correios, etc.

No **Sistema de Modulação em Amplitude** ou **Sistema de Amplitude Modulada (AM)**, a técnica empregada consiste em fazer com que a amplitude da onda portadora (sinal de RF) varie, no mesmo ritmo da amplitude do sinal correspondente à informação (ou mensagem) que se quer transmitir. Aqui, a frequência da portadora não varia. Este tipo de transmissão é largamente adotado pelas emissoras de radiodifusão (Broadcasting), nas faixas de ondas médias e ondas curtas, sendo também utilizado nas comunicações entre estações de radioamadores, estações comerciais, etc.

No **Sistema de Modulação em Frequência** ou **Sistema de Frequência Modulada (FM)**, a técnica utilizada consiste em fazer com que a frequência da onda portadora sofra deslocamentos num e noutro sentido, num ritmo igual à frequência do sinal correspondente à informação que se quer transmitir. Aqui, a amplitude da portadora não varia.

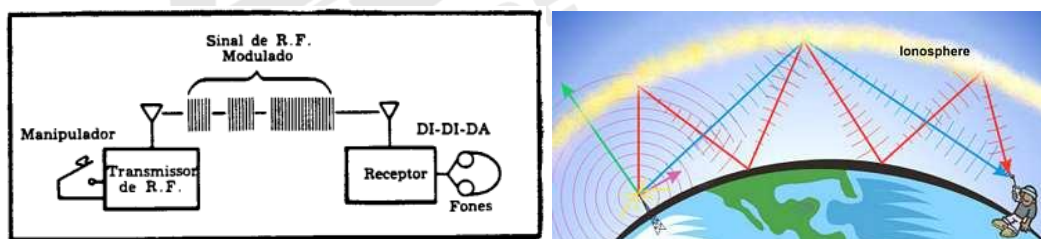
Este tipo de transmissão é adotado pelas estações de radiodifusão que transmitem música em alta fidelidade (transmissões monofônicas e estereofônicas).

Ele também é utilizado nas comunicações de grandes responsabilidades como nos serviços de utilidade pública (corpo de bombeiros, ambulâncias, radiopatrulhas, etc.) entre aviões e a torre de controle dos aeroportos, etc.

O **Sistema de Banda Lateral Única (SSB)** é uma variante do AM.

Devido às suas excelentes características, ele é usado em larga escala pelas estações de radioamadores, estações de grupos comerciais, pelos serviços de utilidade pública, etc.

### Transmissão de uma onda contínua manipulada



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/pp2rr.blogspot.com

Figura 18-20 Transmissão por onda contínua

No sistema de radiotelegrafia existem vários métodos para se transmitir uma mensagem sob a forma de código.

O mais usado na prática, consiste em interromper-se a portadora de RF (onda contínua) durante intervalos de tempo regulares, seguindo um código convencional.

Esse método é denominado "Manipulação da portadora" e, neste tipo de transmissão, utiliza-se o "Código Telegráfico Internacional", também conhecido por "Código Morse", em homenagem ao cientista que o idealizou, o físico norte-americano Samuel Morse.

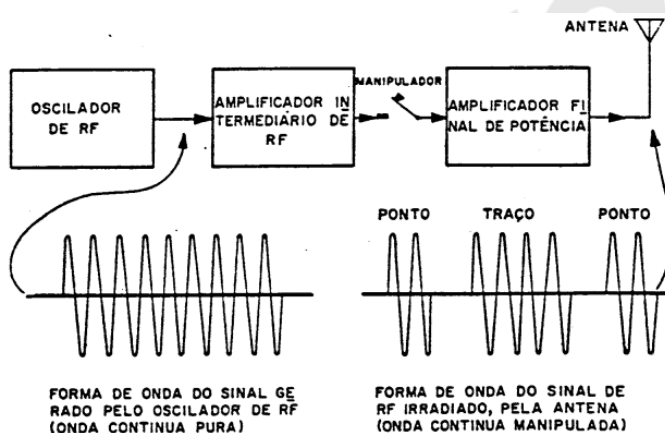
No código Morse, cada letra do alfabeto (A, B, C, ...X, Y, Z), cada algarismo arábico (0, 1, 2, ...7, 8, 9) e cada símbolo de pontuação (vírgula, ponto de interrogação, ponto de exclamação, etc.) são representados por uma combinação adequada de **Traços e Pontos**.

A título de ilustração, mencionamos que a letra "C" é representada por um traço, um ponto, um traço e um ponto, nessa sequência, ou seja: \_ . \_ .

Para se transmitir uma mensagem em código Morse, os traços e os pontos são emitidos sob a forma de grupos de ciclos (ou "trens de ondas") com diferentes durações.

Os pontos correspondem a um grupo de ciclos com pequena duração, enquanto que os traços correspondem a um grupo de ciclos com longa duração (três vezes maior que a dos pontos). Deste modo, combinando-se grupos de pequena duração e de longa duração, é possível transmitir-se letras, algarismos e símbolos de pontuação, de modo a se formar palavras, frases, etc.

**Transmissor básico de CW** - Na figura 18-21 temos o diagrama em blocos, simplificado de um transmissor de CW.



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

Figura 18-21 Diagrama de um transmissor de CW

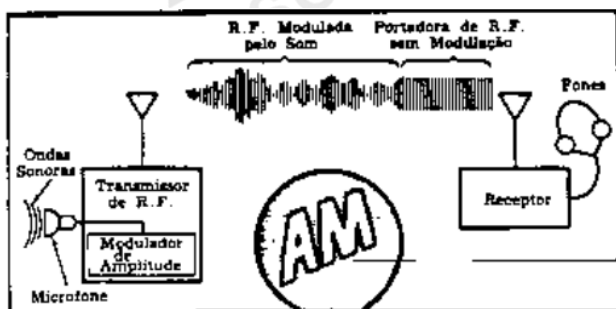
Para se produzir os grupos de ciclos com longa ou curta duração, utiliza-se um interruptor especial chamado "Manipulador ou Chave Telegráfica".

Quando o braço do manipulador é pressionado para baixo, os seus contatos se fecham e o transmissor irradia a portadora de RF. Dosando-se os intervalos de tempo durante os quais os contatos do manipulador permanecem abertos ou fechados, é possível transmitir-se uma mensagem em código Morse.

Na figura 18-21 também são mostradas a forma de onda do sinal produzido pelo oscilador de RF (onda contínua pura) e a forma de onda do sinal RF irradiado pela antena do transmissor.

**Modulação de Amplitude (AM)** - Uma onda de RF (onda contínua), cuja amplitude e frequência não variam nos ciclos sucessivos, chama-se "Onda portadora não modulada". Para se transmitir uma mensagem útil, vimos que é preciso "modificar" essa onda portadora.

Por exemplo, podemos interrompê-la durante intervalos de tempo regulares, tal como se faz nas transmissões em código Morse (ou CW). A figura 18-22 ilustra este processo.



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

Figura 18-22 Transmissão de AM

Se quisermos transmitir, pelo rádio, os sons da voz humana ou da música, deveremos "modular" a onda portadora de RF. Há várias técnicas usadas na "modulação" de uma onda portadora. Primeiramente estudaremos o processo da "Modulação em Amplitude", ou simplesmente AM (do inglês Amplitude Modulation).

A técnica utilizada no AM consiste em fazer com que a amplitude da onda portadora varie, na mesma cadência da amplitude do sinal que se quer transmitir. Por outro lado, a frequência da onda portadora não se altera durante a modulação. Como sabemos, os sons (vibrações mecânicas) produzidos pela voz humana ou pelos instrumentos musicais, estão na faixa das "Frequências Audíveis" ou "Audiofrequências (AF)". Essa faixa compreende as frequências que vão desde 16 Hz até 20 kHz (ou 20.000 Hz).

Vamos imaginar que queremos transmitir uma nota musical de 2 kHz, produzida por um piano. Para isso, em primeiro lugar deveremos transformar as vibrações sonoras produzidas pelo piano, num sinal elétrico de mesma frequência (2 kHz, nesse exemplo), o que será feito utilizando-se um microfone.

O processo da modulação em amplitude está ilustrado na figura 18-23.



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

Figura 18-23 Processo da modulação em amplitude

Em "A" temos a forma de onda do sinal de AF (2 kHz), fornecido pelo microfone. Em "B" temos a forma de onda da portadora não modulada. Este sinal é produzido por um oscilador de RF. Como o sinal de AF "modula" o sinal de RF, ele é denominado de "sinal modulador". Em "C" temos a forma de onda da portadora de RF (700 kHz), modulada em amplitude pelo sinal de AF (sinal modulador).

Observe que a amplitude da portadora modulada (figura "C") varia de ciclo para ciclo, sendo que esta variação é comandada pelo sinal modulador de AF.

Na figura "C", as linhas interrompidas (ou tracejadas) denominam-se "envoltórias de AF" ou "envolventes de modulação" e sua forma de onda é a mesma do sinal modulador (sinal de AF).

Em resumo, o processo da modulação em amplitude consiste em "misturar" ou "combinar" o sinal de RF com o sinal de "AF", num dispositivo eletrônico de características não lineares, ao qual damos o nome de "Modulador de AM".

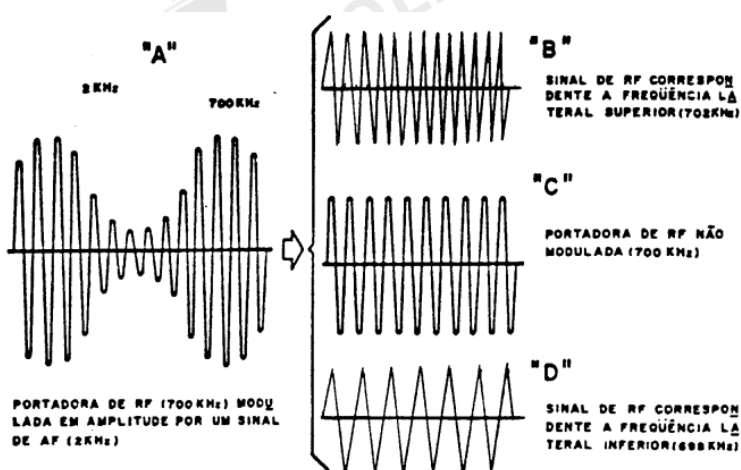
Mais uma vez convém salientar que, no AM, a frequência da portadora modulada permanece constante (não varia) durante a modulação. Como essa frequência é bastante elevada (700 kHz, no exemplo dado), o sinal de RF modulado em amplitude, irá propagar-se facilmente através do espaço, podendo ser captado pela antena de um receptor situado a milhares de quilômetros do transmissor.

As envoltórias do sinal de RF, modulado, terão a mesma forma de onda do sinal modulador.

Na figura 18-24 A, reproduzimos novamente a forma de onda de um sinal de RF (700 kHz), modulado em amplitude por um sinal de AF (2 kHz).

Se fizermos uma análise mais profunda desse sinal de RF modulado, iremos verificar que ele corresponde à soma de três outros sinais de RF, os quais possuem amplitudes constantes e frequências iguais a: 700 kHz (frequência central), 702 kHz (frequência soma), e 698 kHz (frequência diferença).

Em outras palavras, quando um sinal de RF é modulado em amplitude por um sinal de AF, além da portadora de 700 kHz, em nosso exemplo (figura 18-24 C), pela antena do transmissor também são irradiados outro a dois sinais de RF: um deles terá frequência igual à soma das frequências dos sinais de RF e AF, isto é,  $700 \text{ kHz} + 2 \text{ kHz} = 702 \text{ kHz}$ , que é chamada "Frequência Lateral Superior" (por ser maior que a frequência da portadora). O outro sinal terá frequência igual à diferença entre as frequências dos sinais de RF e AF, isto é  $700 \text{ kHz} - 2 \text{ kHz} = 698 \text{ kHz}$ , que é chamada "Frequência Lateral Inferior" (por ser menor que a frequência da portadora). Esses dois sinais estão representados na figura 18-24 B e D, respectivamente.



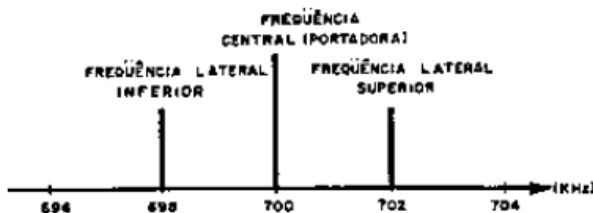
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-24 Forma de onda de um sinal RF

Outra maneira de representar o fenômeno da modulação em amplitude, descrito anteriormente, consiste no chamado "Espectro de frequências" tal como ilustra a figura 18-25. Num eixo horizontal são marcadas as frequências dos sinais de RF, perpendicularmente a esse eixo e através de pequenos segmentos de reta são indicadas as amplitudes relativas dos sinais de RF.

Observando o espectro de frequências da figura 18-25, é fácil notar que quanto maior a frequência do sinal modulador tanto maior será o afastamento das frequências laterais em

relação à frequência central. Por exemplo, se a frequência do sinal modulador fosse igual a 4 kHz, as frequências laterais (inferior e superior) seriam 696 kHz e 704 kHz, respectivamente.



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

Figura 18-25 Espectro de frequências

**Modulação em SSB** - Conforme estudado previamente, os componentes de um sinal de amplitude modulada padrão, são a portadora e duas frequências laterais, espaçadas acima e abaixo da portadora numa quantidade igual à frequência do sinal de modulação.

Os sinais de amplitude modulada utilizados em "Broadcasting" padrão requerem uma faixa de passagem de 10 kHz, ou seja, admite uma frequência de áudio para modulação de no máximo 5 kHz, enquanto que os sinais de comunicação tanto militares como comerciais possuem uma faixa de passagem de 6 kHz.

As frequências laterais que são produzidas pelo processo de modulação em amplitude, são na realidade imagens refletidas de si mesmas, e qualquer das duas pode ser modulada para obter a informação transmitida.

Admitindo-se uma frequência portadora de 100 kHz e a informação modulante (voz) de 300 a 3.000 Hz, a largura de faixa total do sistema que opera com as duas faixas laterais será de 6.000 Hz, ou seja, duas vezes a maior frequência de modulação.

Com os mesmos sinais de portadora e modulação, a largura da faixa do sistema SSB é de apenas 3.000Hz, pois neste, levando-se em conta que as bandas laterais possuem as mesmas informações e que a portadora não transporta mensagem alguma, transmite-se apenas uma das bandas laterais.

Com a diminuição da largura de faixa total em SSB para a metade da largura de faixa do AM convencional, é possível aumentar para o dobro o número de canais utilizados dentro de uma mesma faixa de frequência. A figura 18-26 mostra a comparação entre os espectros de frequência do AM convencional e do SSB.

Das vantagens que um sistema SSB oferece em relação a um sistema AM, destacamos:

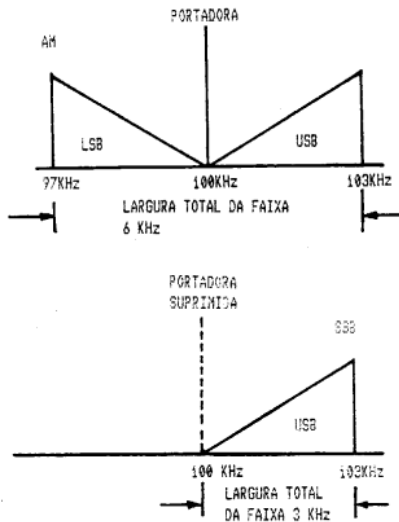
- Economia de potência;
- Largura da faixa;



- Potência de sinal modulante;
- Sigilo nas comunicações;
- "Fading" seletivo.

Como desvantagens podemos citar:

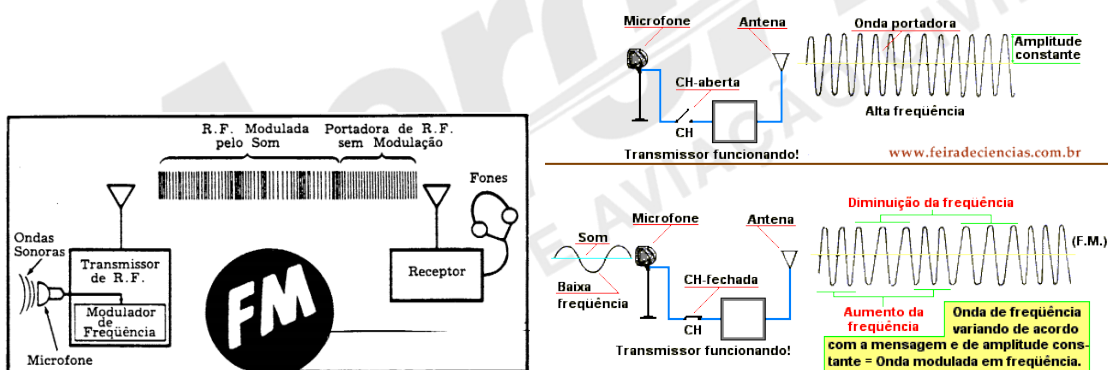
- Usa filtros especiais, tornando mais caro o equipamento;
- Utiliza modulador e demodulador especiais;
- Necessita de oscilador com alta estabilidade



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

Figura 18-26 Comparação entre os espectros de frequência do AM e do SSB

**Modulação de frequência (FM)** - No sistema de AM, vimos que a amplitude da onda portadora modulada variava de acordo com a amplitude do sinal modulador.



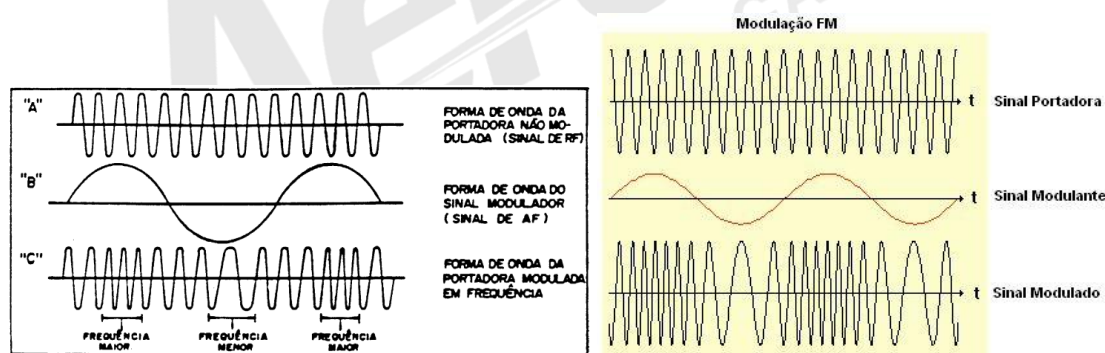
Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ [www.feiradeciencias.com.br](http://www.feiradeciencias.com.br)

Figura 18-27 Transmissão de FM

Quanto maior (dentro de certos limites) a amplitude do sinal modulador, tanto maior era a amplitude da onda portadora modulada. Por outro lado, durante a modulação, a frequência daquela portadora permanecia constante (não variava).

Já no sistema de modulação em frequência (FM), podemos dizer que as coisas acontecem exatamente ao contrário. Neste sistema, a amplitude da portadora de RF permanece constante durante a modulação, enquanto que a sua frequência sofre deslocamentos (para mais e para menos) varia proporcionalmente à amplitude do sinal modulador.

Para entendermos melhor o processo de modulação em frequência, vamos analisar a figura 18-28.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ [radiofonia.com.sapo.pt](http://radiofonia.com.sapo.pt)

Figura 18-28 Modulação em frequência

Em "A" temos a forma de onda da portadora não modulada (sinal de RF). Em "B" temos a forma de onda do sinal modulador (sinal de AF) e, finalmente, em "C" podemos observar a forma de onda da portadora modulada em frequência.

Observe que o aumento e a redução da frequência da portadora de RF dependem da amplitude do sinal modulador.

Durante os semiciclos positivos do sinal modulador ocorre um aumento na frequência da portadora de RF, enquanto que, durante os semiciclos negativos do sinal modulador ocorre uma diminuição na frequência da portadora de RF (Figura 18-28 C).

Por outro lado, a amplitude da portadora de RF não varia.

A "velocidade" com que a frequência da portadora de RF varia (para mais ou para menos) depende da frequência do sinal modulador: quanto maior a frequência do sinal modulador de AF, tanto mais rapidamente irá variar a frequência da portadora de RF modulada.

Se a frequência do sinal modulador for de 1 kHz (ou 1000Hz), então a frequência da portadora de RF modulada irá aumentar e diminuir do sinal modulador de AF, na razão de 1.000 vezes por segundo.

Esses "desvios" de frequência, como vemos, ocorrem sempre em relação à frequência da portadora não modulada.



## Referência Bibliográfica

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



## No Próximo Módulo

Caro aluno,

No próximo módulo estudaremos propagação das ondas eletromagnéticas, antenas e sistemas de intercomunicação e gravação de voz.

Você está convidado a prosseguir comigo. Vamos lá?



## Anotações

---

---

---

---

---

---

---

---

---

---



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

## MÓDULO II

# PROPAGAÇÃO DAS ONDAS ELETROMAGNÉTICAS, ANTENAS E SISTEMAS DE INTERCOMUNICAÇÃO E GRAVAÇÃO DE VOZ

## APRESENTAÇÃO

Caros alunos,

Há muita atividade à nossa volta que nossos olhos não vislumbram... Energia circulante na natureza ou emanada por sistemas desenvolvidos pelo homem e aplicados também na aviação.

Neste módulo vamos falar sobre propagação das ondas eletromagnéticas, antenas e sistemas de intercomunicação e gravação de voz.

Você está convidado a seguir comigo!

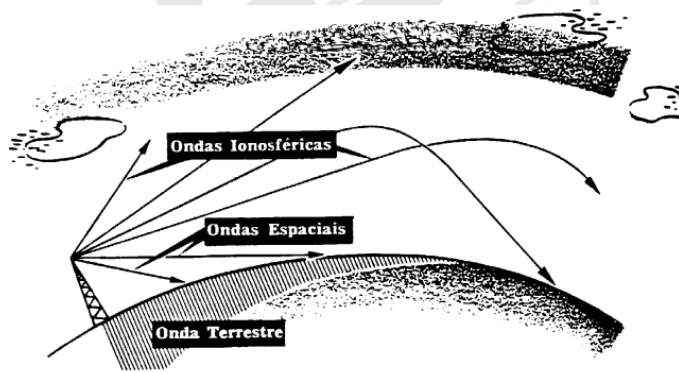
### 2.1 PROPAGAÇÃO DAS ONDAS ELETROMAGNÉTICAS E ANTENAS

A função de uma antena é a irradiação de energia eletromagnética no espaço. Após sua irradiação pela antena, a energia se propaga através do espaço até ser captada por uma antena receptora ou ser refletida por um objeto, como acontece com o radar.

É importante conhecer o que acontece a uma onda irradiada (sua trajetória, se é absorvida pelo solo, se é refletida pela atmosfera, etc.), para saber a distância que a onda é capaz de percorrer antes de ser captada. O estudo do que acontece a uma onda eletromagnética, após deixar a antena, é chamado "propagação das ondas".

Quando uma onda irradiada deixa a antena, parte da energia se propaga pelo solo, acompanhando a curvatura da terra e é chamada "onda terrestre". O resto da energia é irradiado pelo espaço em todas as direções. As ondas que atingem o solo entre o transmissor e o horizonte recebem o nome de "ondas espaciais". As ondas que deixam a antena em um ângulo maior do que o formado pela antena e o horizonte são as "ondas celestes" ou "ionosféricas".

A onda terrestre, as ondas espaciais e as ondas ionosféricas, contêm a informação transmitida. Entretanto, em certas frequências uma dessas ondas será muito mais eficiente na transmissão da informação do que as outras.



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

Figura 18-29 Componentes de uma onda irradiada

Na transmissão de frequências relativamente baixas, a maior parte da energia irradiada está na onda terrestre. Como o solo é um mau condutor, a onda terrestre é atenuada rapidamente e, portanto, não é eficaz para transmissão a grandes distâncias, a não ser que se utilize muita potência. As estações de rádio locais são exemplos de transmissão por meio de ondas terrestres. Nas frequências em apreço, a irradiação efetiva está limitada a um raio de cerca de 200 quilômetros do transmissor. Em consequência, transmissores em cidades separadas por mais de 200 quilômetros de distância, podem transmitir na mesma frequência, sem interferência mútua.

## Ondas Ionosféricas, Espaciais e Terrestres

À primeira vista, poderia parecer que as ondas ionosféricas não têm utilidade, propagando-se em linha reta e perdendo-se no espaço. Isto realmente pode acontecer com frequências muito altas e, portanto, neste caso a onda ionosférica se perderá.

Contudo, abaixo de certa frequência crítica, a onda ionosférica não se propaga em linha reta, e sim se dobra nas camadas superiores da atmosfera, voltando à terra. Esta onda não é propriamente refletida, como acontece à luz quando incide em um espelho. Ela é dobrada gradualmente, descrevendo uma curva e é, portanto, chamada "onda refratada". Esta onda assim que volta à terra, é refletida outra vez para o espaço onde, novamente, é refratada e retorna à terra. Este processo de refração da atmosfera e reflexão da terra continua até a atenuação completa da onda, pois a energia de uma onda irradiada diminui à medida que aumenta a distância percorrida desde a antena transmissora.

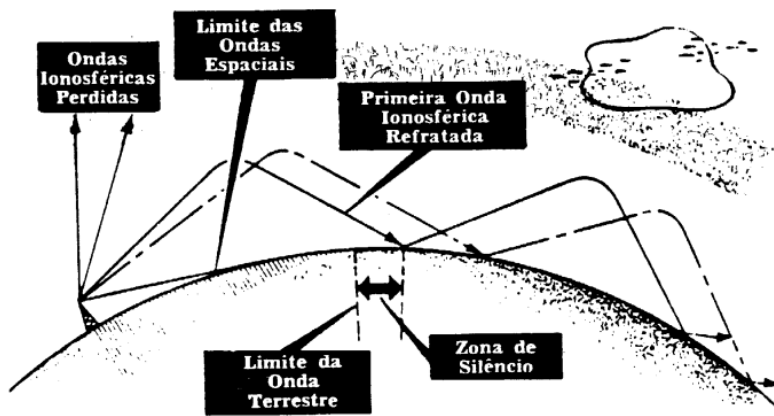
Uma antena receptora poderá captar o sinal em qualquer local que incidam as ondas refratadas. Se as ondas ionosféricas fossem irradiadas para as altas camadas da atmosfera em um único ângulo, não haveria sinal entre os pontos de incidência da onda refratada com a terra. Contudo, as ondas ionosféricas são irradiadas em todos os ângulos e, assim, a superfície terrestre (além de certa distância mínima da antena) é totalmente coberta por sinais de rádio.

Com o crescimento do ângulo de irradiação, chega-se a um ângulo em que a onda deixa de ser refratada e continua a se propagar pelo espaço. Em consequência, há uma zona em torno da antena que não é alcançada por ondas refratadas.

A onda terrestre só é eficiente para pequenas distâncias. Portanto, a zona entre a máxima distância de irradiação efetiva da onda terrestre e o ponto em que a primeira onda ionosférica volta à terra é uma área sem sinais de rádio chamada "Zona de Silêncio".

A frequência crítica, isto é, a frequência acima da qual não há retorno das ondas ionosféricas, depende de numerosos fatores, tais como a hora do dia, a época do ano, as condições meteorológicas, etc.





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

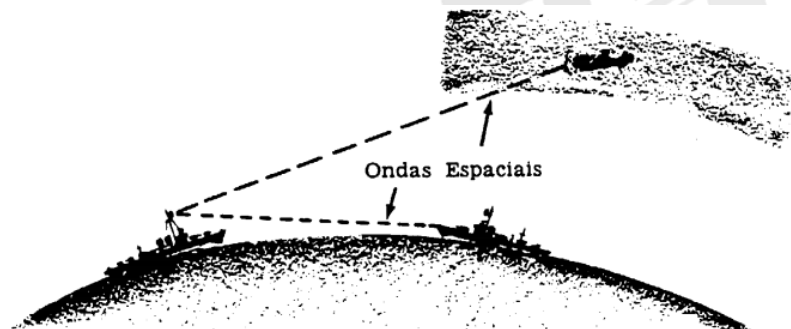
Figura 18-30 Ondas ionosféricas, espaciais e terrestres

Como resultado, algumas vezes são estabelecidas comunicações a grandes distâncias, por meio de frequências que normalmente não apresentam ondas de retorno.

### Ondas Diretas e Desvanecimento ("\*Fading")

Em frequências superiores à frequência crítica, a onda terrestre e a onda ionosférica não podem ser usadas para transmissão. Nessas frequências elevadas, a onda terrestre é atenuada rapidamente e a onda ionosférica não sofre refração e não volta à terra.

Como resultado, a única onda irradiada que pode ser usada para transmissão nessas frequências é a que se propaga em linha reta, da antena transmissora para a receptora. Este tipo de transmissão é chamada "Transmissão de horizonte ótico", e a onda irradiada é uma "onda direta".

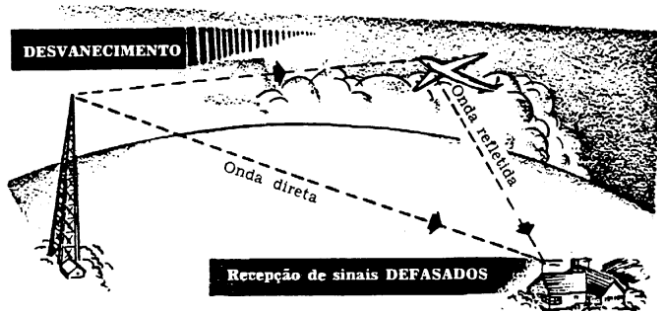


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-31 Transmissão de horizonte ótico

Este sistema de transmissão é usado em radar para a detecção de aviões e na comunicação entre navio e avião.

As frequências usadas são geralmente superiores a 30 MHz. Às vezes, uma antena receptora capta dois sinais provenientes da mesma antena transmissora e que percorreram caminhos diferentes, por exemplo: um sinal pode ser recebido diretamente da antena transmissora e o outro ser refletido por um objeto, digamos um avião.



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

Figura 18-32 Desvanecimento

Como o comprimento relativo dos caminhos está variando constantemente, os dois sinais ora estarão em fase, ora defasados, e haverá a tendência de um anular ou reforçar o outro. O resultado é uma variação na intensidade do sinal que chega ao receptor, denominada desvanecimento ("Fading").

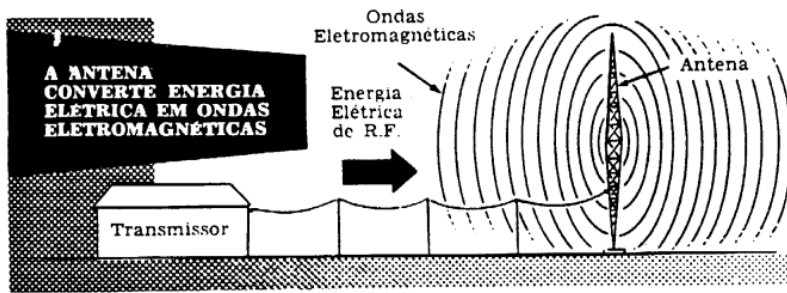
## 2.2 FINALIDADE DE UMA ANTENA

A finalidade de uma antena transmissora é converter a energia entregue à linha de transmissão em uma onda chamada "onda eletromagnética". Esta onda tem a propriedade peculiar de se propagar através do espaço sem o auxílio de fios.

Todas as antenas funcionam segundo o mesmo princípio: a corrente na antena cria um campo eletromagnético que deixa a antena e se propaga sob a forma de uma onda eletromagnética.

Estudaremos agora as antenas projetadas para transmissão.

As antenas transmissoras trabalham em frequências muito mais elevadas do que as da rede de distribuição industrial, e atuam com muito maior eficiência (quanto à irradiação). Contudo, é sempre a corrente na antena que produz o campo eletromagnético a ser irradiado.



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

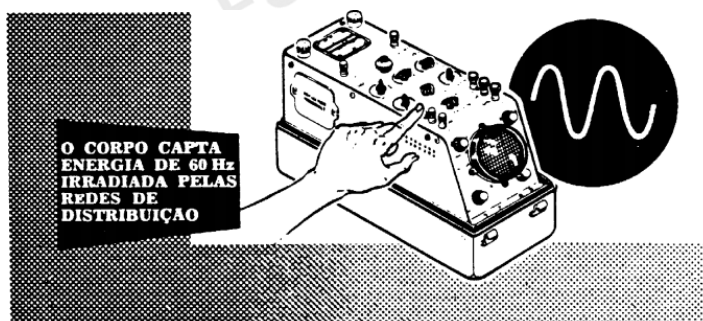
Figura 18-33 Antena transmissora

Você pode observar um exemplo interessante da ação de uma antena, tocando com o dedo o terminal de entrada vertical de um osciloscópio.

Você verá na tela do aparelho uma forma de onda de 60 Hz que, evidentemente, provém do seu corpo.

O que realmente acontece é que o seu corpo capta ondas eletromagnéticas de 60 Hz que são irradiadas pelas redes que conduzem correntes de 60 Hz.

Estas linhas agem como antenas transmissoras, embora não sejam projetadas para a finalidade em apreço.



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

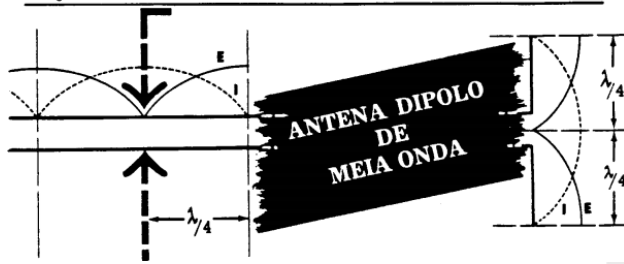
Figura 18-34 Teste de captação de energia pelo próprio corpo

### Funcionamento da Antena

Quando os fios de uma linha de transmissão aberta são dobrados em ângulo reto com a linha, em um ponto distante um quarto de comprimento de onda do extremo aberto, forma-se uma antena simples conhecida como "Dipolo de meia onda" ("doublet") ou "Antena Hertz".

A distribuição de tensão e corrente na antena é igual à da linha de transmissão original.

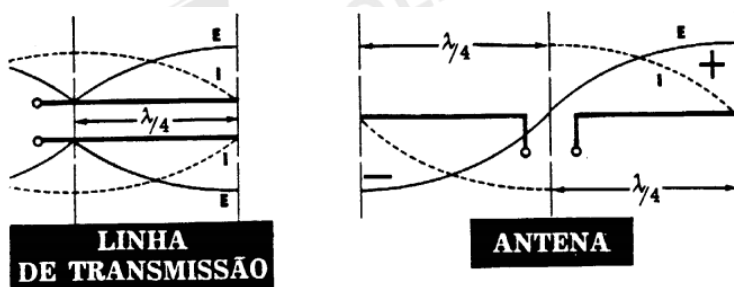
**A LINHA DE TRANSMISSÃO DEVE SER DOBRADA  
AQUI PARA FORMAR UMA**



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

Figura 18-35 Antena dipolo de meia onda

Embora os potenciais de dois pontos quaisquer dos fios da antena (e também da linha de transmissão), equidistantes dos extremos tenham amplitudes iguais, suas polaridades são opostas, tal como acontece com os extremos de um enrolamento de transformador, cujos potenciais têm amplitudes iguais e polaridades opostas. O mesmo é válido para a corrente. Portanto, para indicar a polaridade e a amplitude nos fios que compõem a linha de transmissão e a antena, as formas de onda são desenhadas conforme a figura 18-36.

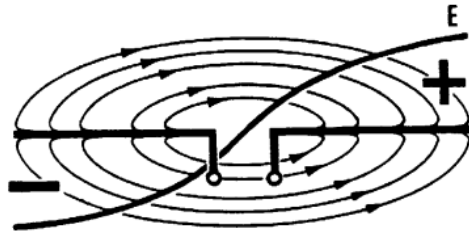
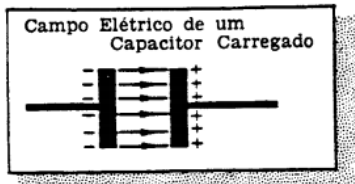


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-36 Formas de onda mostrando a polaridade e a amplitude

Observe que as ondas estacionárias de tensão e de corrente indicam que os extremos da antena são pontos de tensão máxima e de corrente mínima, enquanto que no centro da antena a corrente é máxima e a tensão é mínima.

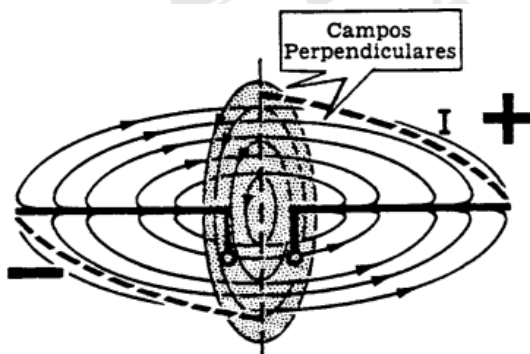
Sempre que há uma diferença de potencial entre dois pontos, estabelece-se um campo elétrico entre eles. Você aprendeu em Eletricidade básica que, quando um capacitor se carrega, uma placa fica positiva e a outra negativa. Em consequência, estabelece-se um campo elétrico entre as placas do capacitor, no sentido da placa carregada positivamente, de acordo com a figura 18-37. Da mesma forma, a diferença de potencial entre os dois fios de uma antena também gera um campo elétrico com a forma e o sentido mostrados abaixo.



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

Figura 18-37 Campo elétrico em torno de uma antena

Além deste campo elétrico, há também um campo magnético gerado pela corrente na antena. O plano deste campo magnético é perpendicular à direção da corrente e, portanto, à antena.



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

Figura 18-38 Campo magnético em torno de uma antena

Os campos elétrico e magnético são, assim, perpendiculares.

O campo elétrico e o magnético se alternam em torno da antena, crescendo, atingindo o valor máximo, entrando em colapso e crescendo novamente em sentido oposto, na mesma frequência da corrente da antena.

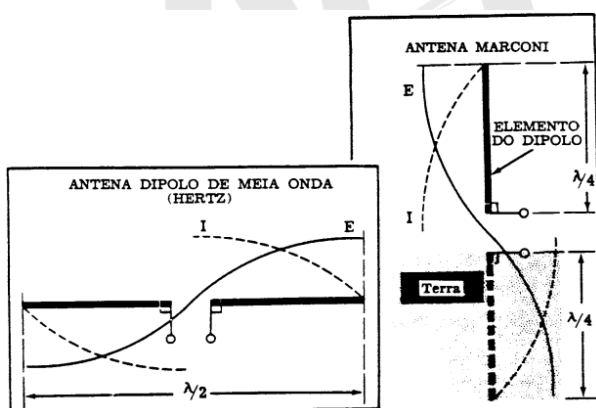
Neste processo de crescimento e de extinção, estes campos dão origem às ondas eletromagnéticas que se propagam através do espaço, conduzindo a informação transmitida aos receptores distantes.

## 2.3 ANTENAS BÁSICAS

O dipolo de meia onda ou antena Hertz é um tipo de antena básica de ampla aplicação em muitos tipos de equipamentos transmissores e receptores.

Outra antena básica é a vertical de um quarto de onda com extremo ligado à terra (massa), também conhecida como "Antena Marconi". Se um dos elementos de uma antena Hertz for removido e o fio que estava preso a ele for ligado à terra, o resultado será uma antena Marconi. Realmente a antena toma o lugar de um dos elementos de um quarto de onda, de modo que a terra e o elemento de um quarto de onda restante formam efetivamente um dipolo de meia onda.

A figura 18-39 mostra os pontos de corrente máxima e tensão mínima na base da antena.



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

Figura 18-39 Antenas básicas

Quando se usa uma antena Marconi, o solo diretamente sob a antena deve ser um bom condutor elétrico. Algumas vezes são enterrados tubos de cobre na base da antena para melhorar a condutividade do solo.

Nos navios, uma antena vertical de um quarto de onda pode ficar um pouco acima do convés. Pode-se simular uma terra com vergalhões metálicos ligados à massa, pelo menos com um comprimento de um quarto de onda, colocados na base da antena. Esta terra simulada é chamada "Plano de terra" (antigamente chamava-se "contrapeso").

Como uma antena dipolo de um quarto de onda tem fisicamente a metade do comprimento de uma antena de meia onda ligada à terra, é quase sempre preferida nas baixas frequências (grandes comprimentos de onda), especialmente quando há limitações de espaço para a montagem da antena.



Nas altas frequências, o dipolo de meio comprimento de onda é amplamente usado porque, embora seja maior do que a antena de um quarto de onda, seu comprimento total será pequeno, e ele pode ser feito de tubos metálicos autossustentáveis.

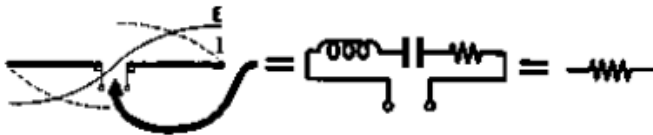
### Resistência de Irradiação

Em uma antena dipolo de meia onda, a tensão no centro é mínima (praticamente nula), enquanto que a corrente é máxima.

Você deve lembrar que a tensão no circuito em série de ressonância é mínima quando a corrente através dele é máxima. Em seu centro, um dipolo de meia onda equivale a um circuito ressonante em série, quando opera na frequência correta.

Um gerador que fornece energia a um circuito ressonante em série trabalha com resistência pura, pois  $X_L$  e  $X_C$  se anulam. A resistência é, praticamente a oferecida pelo fio da bobina. Da mesma forma, quando um dipolo de meia onda é ligado a uma linha de transmissão, ela trabalha com resistência pura. Esta resistência compreende a resistência do fio e é chamada "resistência de irradiação".

A resistência do fio é desprezível e, assim, só se considera a resistência de irradiação. Entretanto, a resistência de irradiação não é uma resistência real.



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

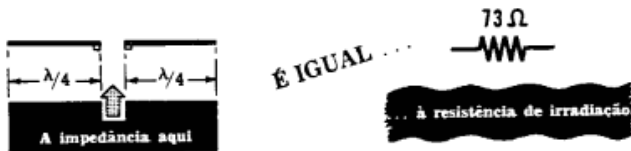
Figura 18-40 Resistência de irradiação

É antes, uma resistência equivalente que, se fosse ligada em lugar da antena, dissiparia a mesma quantidade de energia que a antena irradia pelo espaço.

O valor da resistência de irradiação pode ser determinado com a fórmula de potência  $R = P/I^2$ , onde "P" é a energia irradiada pela antena e "I" é igual à intensidade da corrente no centro da antena.

Para um dipolo de meia onda, a resistência de irradiação é de aproximadamente 73 Ohms, medida no centro da antena.

Este valor é praticamente constante para dipolos de meia onda trabalhando em qualquer frequência.



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

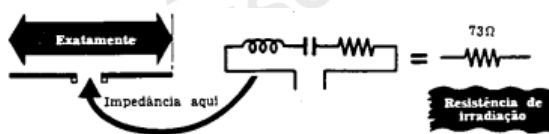
Figura 18-41 Resistência de irradiação

## Impedância da Antena

Como um dipolo de meia onda atua como um circuito ressonante em série, ele pode apresentar propriedades indutivas ou capacitivas, à medida que varia a frequência da R.F. aplicada à antena.

Quando a frequência da R.F. é a correta, o dipolo tem exatamente meio comprimento de onda e é ressonante em série: sua impedância é puramente resistiva e igual à resistência de irradiação.

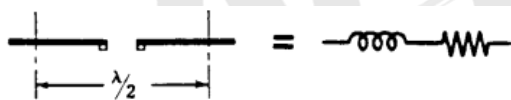
Em transmissão, sempre é desejável que a antena ofereça uma carga resistiva à linha de transmissão, de modo que o máximo de energia seja absorvido e irradiado pela antena.



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

Figura 18-42 Irradiação máxima de energia

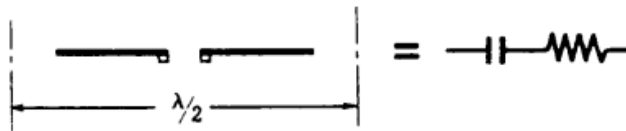
Quando a frequência do transmissor se eleva, a antena torna-se maior do que meio comprimento de onda. O circuito em série está, então, operando em uma frequência superior à sua frequência de ressonância. Nesta frequência aplicada, a reatância indutiva é maior do que a reatância capacitiva e a antena é "vista" pelo transmissor como uma carga "indutiva".



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

Figura 18-43 Dipolo Maior, visto como Indutivo

Quando a frequência do transmissor é reduzida, a antena torna-se ligeiramente menor do que meio comprimento de onda. O circuito em série está, então, operando em uma frequência inferior à sua frequência de ressonância. A reatância capacitiva é maior do que a reatância indutiva e a antena é "vista" pelo transmissor como uma carga "capacitiva".



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

Figura 18-44 Dipolo Menor, visto como Capacitivo

### Sintonia da Antena

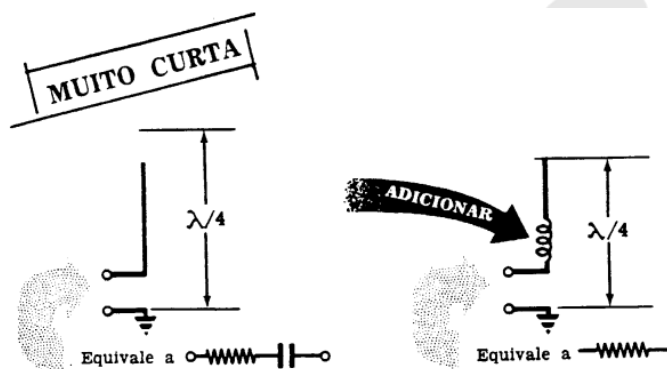
Você aprendeu que quando a frequência do transmissor varia, também variam o comprimento elétrico da antena e a impedância em sua entrada.

Você também sabe que é desejável que a impedância da antena seja resistiva para todas as frequências do transmissor (para o máximo de energia irradiada) e, para tanto, a antena pode ser posta em ressonância pela adição de indutores ou capacitores para efetivamente aumentar ou diminuir o seu comprimento elétrico.

Por exemplo, se uma antena vertical de quarto de onda, com extremo à terra, for mais curta do que um quarto de comprimento de onda, a impedância de entrada em sua base será resistiva e capacitiva.

O comprimento da antena pode ser aumentado eletricamente (para torná-la ressonante) pela adição de um indutor com o valor correto para anular o efeito da capacitância, tornando a antena resistiva.

O indutor deve ser ligado em série com a antena, em sua base, de acordo com a figura 18-45.

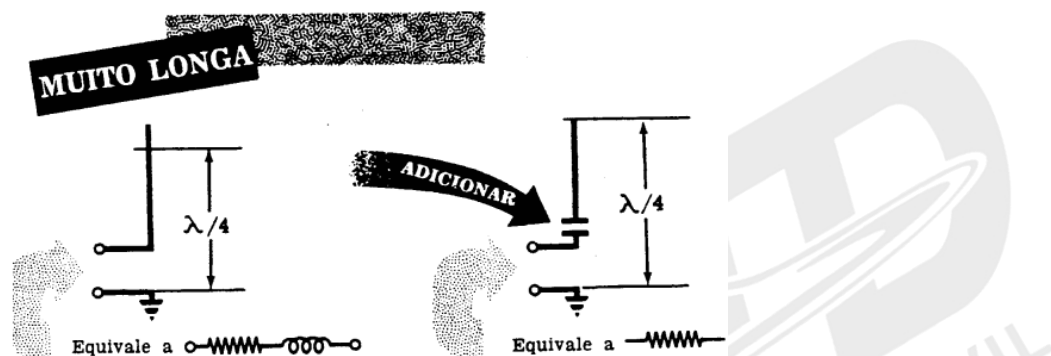


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-45 Sintonizando uma antena Marconi

Se uma antena vertical de quarto de onda, com extremo à terra, tiver comprimento maior do que um quarto de onda, a impedância de entrada na base será resistiva e indutiva.

O comprimento elétrico da antena pode ser diminuído com um capacitor de valor adequado, para anular o efeito da indutância, tornando a antena resistiva.



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

Figura 18-46 Anulando o efeito da indutância

Os transceptores usados nas comunicações podem fazer uso de acopladores automáticos de antena que fornecem o casamento automático de impedância da antena com a saída do transmissor.

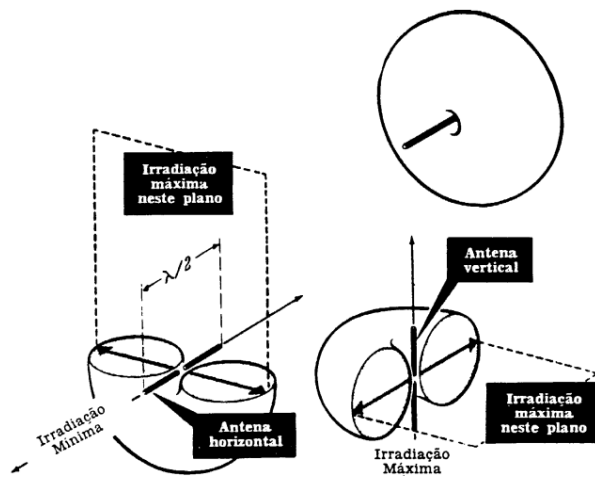
### Diagrama de Irradiação

Quando uma antena irradia ondas eletromagnéticas, a irradiação é mais forte em algumas direções do que em outras.

A antena é considerada direcional ao longo da linha de irradiação mais intensa, que é perpendicular à parte de corrente máxima na antena. Se estas leituras forem usadas para fazer um gráfico em três dimensões, as curvas obtidas constituirão o diagrama de irradiação da antena. O diagrama de irradiação de um dipolo de meia onda disposta horizontalmente tem o formato mostrado na figura 18-47.

Observe que a parte mais espessa do diagrama está em um plano perpendicular ao centro da antena. Neste plano ocorre o máximo de irradiação. A parte mais delgada do diagrama está ao longo do seu eixo que corresponde à linha de irradiação máxima.

Girando-se a antena 90 graus, em um plano vertical, a irradiação máxima tem lugar em um plano horizontal.



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

Figura 18-47 Diagrama de irradiação do dipolo de meia onda

A figura 18-47 ilustra o caso em que a antena está isolada no espaço, afastada da terra. Na prática, a antena fica próxima do solo, de modo que o padrão de irradiação se altera apreciavelmente.

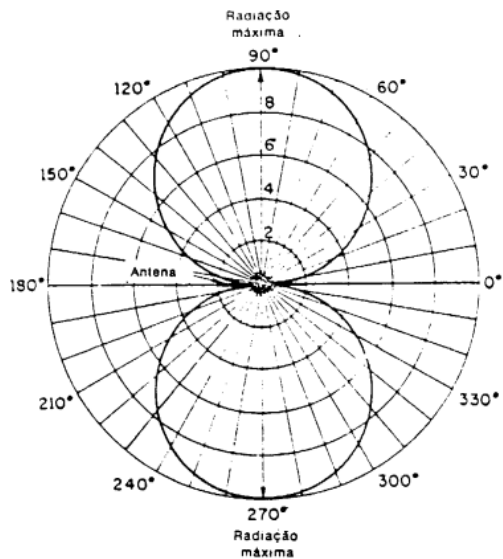
### Diagramas Polares

A variação da intensidade de um sinal ao redor da antena pode ser representada graficamente por meio dos diagramas polares como na figura 18-48.

A distância zero se supõe encontrar no centro do gráfico que indica o centro da antena, e as circunferências dos círculos tangentes se expressam em graus.

Os valores calculados ou medidos de intensidade de campo, podem ser representados radialmente numa forma que mostra tanto a magnitude como a direção para determinada distância, a partir da antena.

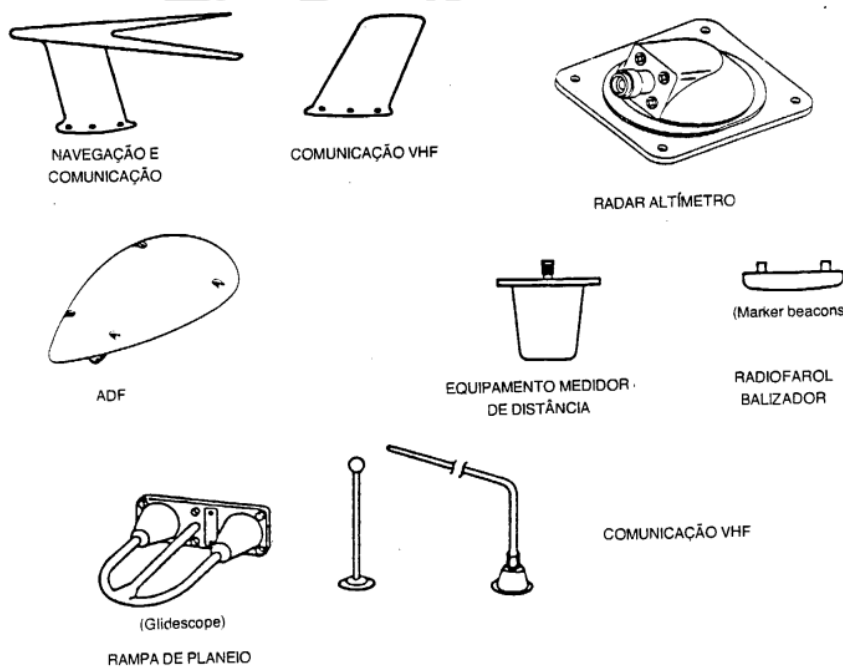
As intensidades de campo no plano vertical se representam sobre diagramas polares semicirculares (não indicados na figura), e são conhecidos como "diagramas polares verticais".



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

Figura 18-48 Diagramas polares

A figura 18-49 apresenta alguns tipos de antenas usadas em aeronaves.



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

Figura 18-49 Tipos de antenas de aeronaves

## 2.4 SISTEMAS DE INTERCOMUNICAÇÃO

### Sistema Integrado de Áudio

O sistema integrado de áudio tem as seguintes finalidades: selecionar, amplificar e distribuir os sinais de áudio, dos receptores, aos fones e alto-falantes, comunicação entre a cabine de comando e equipes de manutenção, através do interfone de rampa, comunicação entre os tripulantes, através do interfone de cabine, comunicação entre tripulantes e passageiros, controle do nível dos sinais de áudio, interconexão do microfone com os transmissores, apresentação simultânea de alarmes sonoros com o sistema geral de alarmes e fornecimento de sinais de áudio para o gravador de voz da cabine.

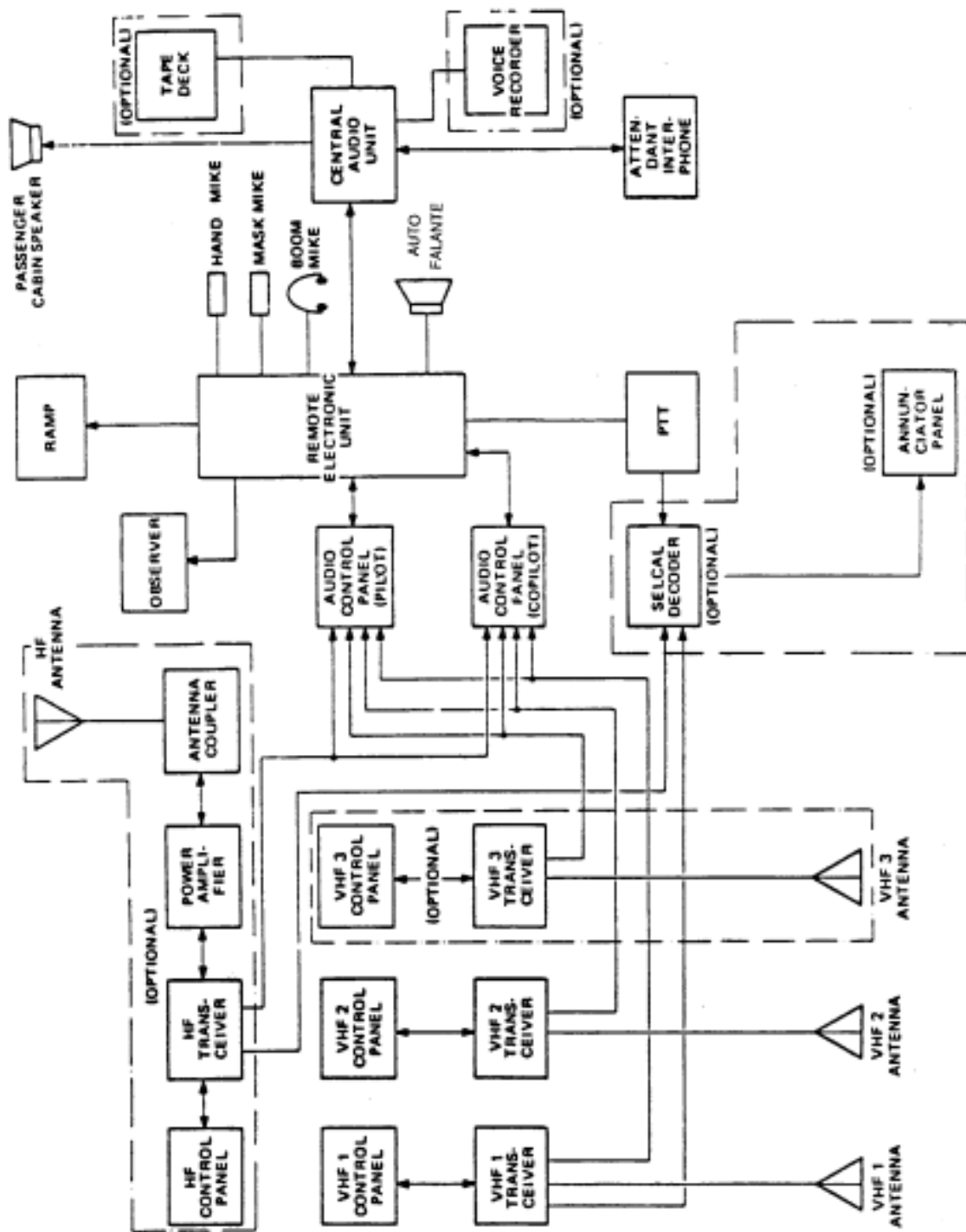
Descrição e localização dos componentes:

- 1 - Dois painéis de controle de áudio (CP) instalados no painel principal e mais um opcional;
- 2 - Uma unidade eletrônica remota (VER), instalada no compartimento eletrônico;
- 3 - Dois interruptores PTT / HOT MIC, instalados nos manches;
- 4 - Fones e "Jack" de fones, instalados nos consoles laterais e dois alto-falantes, instalados no teto da cabine de comando.

**Painel de controle de áudio (ACP)** - Os painéis de controle de áudio, um localizado no lado esquerdo do painel de instrumentos (piloto) e o outro localizado no lado direito (copiloto), proporcionam, independentemente, as seguintes finalidades:

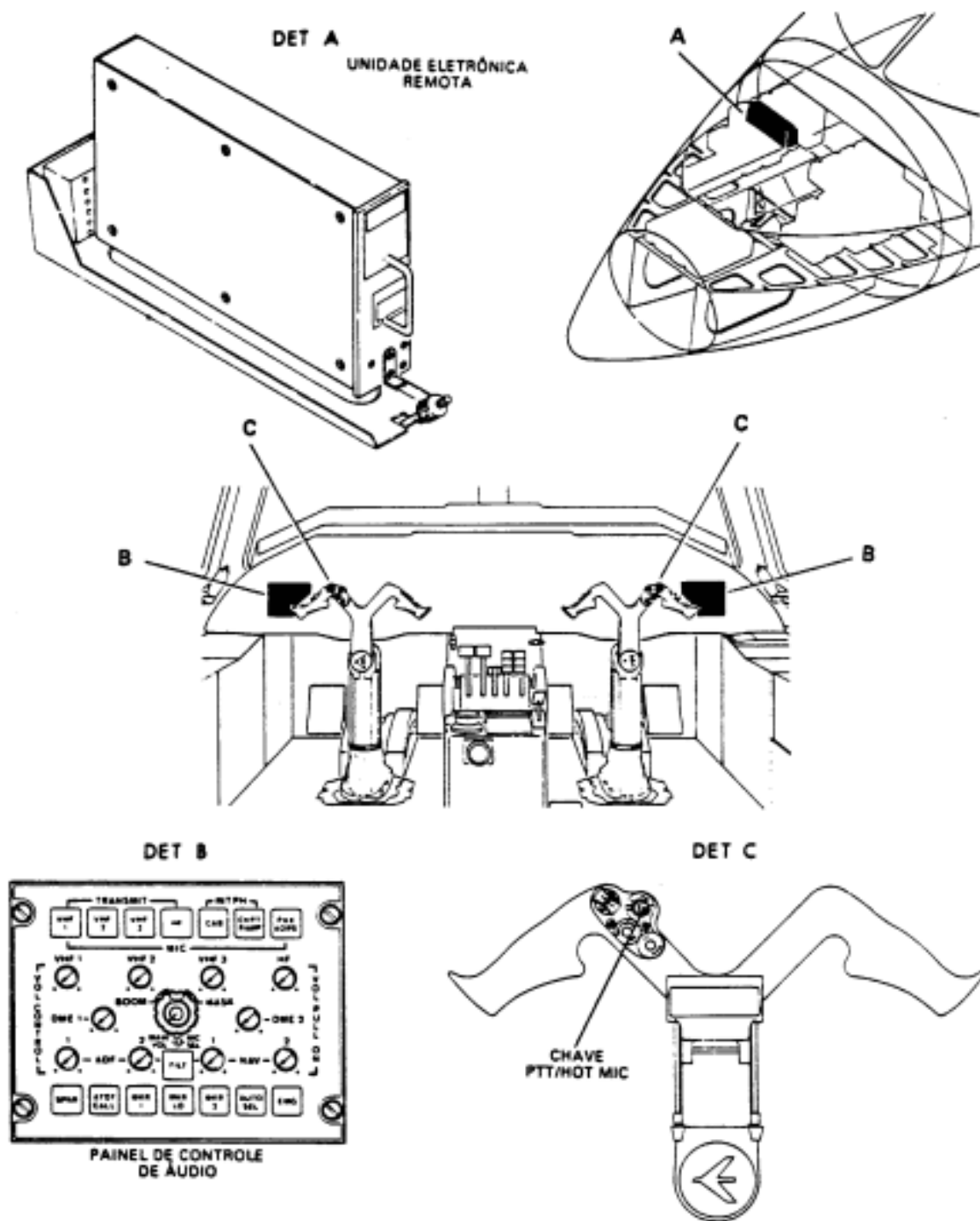
- a) Teclas seletoras de microfone;
- b) Botões de áudio dos receptores;
- c) Botão seletor de sensibilidade do Marker Beacon;
- d) Botão de filtro;
- e) Botão seletor de microfone e controle de volume principal;
- f) Botões seletores dos receptores de Marker Beacon;
- g) Botão de seleção do modo automático;
- h) Botão do modo emergência;
- i) Botão dos alto-falantes;
- j) Botão de chamada da atendente.





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

Figura 18-50 Sistema integrado de áudio



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

Figura 18-51 Localização dos componentes do sistema integrado de áudio

a) Teclas Seletoras de Microfone

Localizadas ao longo da parte superior do painel, são teclas do tipo INTERLOCK e permitem a seleção das seguintes funções: VHF1, VHF2, VHF3, HF, CABIN, CKPT RAMP e PAX ADDRS.

Quando pressionada, cada tecla atua do seguinte modo:

- VHF1: O microfone é conectado ao VHF1;
- VHF2: O microfone é conectado ao VHF2;
- VHF3: O microfone é conectado ao VHF3;
- HF: O microfone é conectado ao HF;
- CAB: Possibilita a comunicação com a atendente;
- CKP RAMP: Possibilita a comunicação com o operador de solo;
- PAX ADDR: Possibilita a comunicação com a cabine.

b) Botões seletores de Áudio dos receptores

Localizados na parte central do painel de controle, estes botões são do tipo PULL-ON / PUSH-OFF (combinado com um supressor de ruído), que ligam ou desligam os seguintes receptores e controlam seus respectivos sinais de áudio: VHF1, VHF2, DME1, DME2, ADF1, NAV1, NAV2. Os botões VHF3, HF e ADF2 são opcionais.

c) Botão de sensibilidade do Marker Beacon

Localizado na parte central inferior do painel de controle, este botão é do tipo de ação momentânea e, quando pressionado, permite a mudança de sensibilidade do receptor de Marker Beacon selecionado.

d) Botão Filtro (FILT)

Localizado na parte central inferior do painel de controle, entre os botões seletores de áudio dos receptores NAV1 e ADF2, este botão é do tipo PUSH-ON / PUSH-OFF e, quando atuado, o sinal de identificação de 1020 Hz, associado aos sinais de NAV e ADF é filtrado, deixando passar somente os sinais de voz.

e) Botão Seletor de Microfone e Controle Principal de Volume

Localizado na parte central do painel de controle, este botão é a combinação de dois botões.

O botão externo é do tipo rotativo, para seleção do microfone da máscara de oxigênio ou microfone labial.

O botão interno é um potenciômetro para o controle principal de volume.

f) Botões Seletores dos Receptores do Marker Beacon

Localizados na parte inferior do painel de controle, estes botões são do tipo PUSH-ON / PUSH-OFF e selecionam o áudio dos receptores Marker 1 e Marker 2.

g) Botão do Modo Automático (AUTO-SEL)

Localizado no lado direito inferior do painel de controle, este botão é do tipo PUSHON / PUSH-OFF e, quando pressionado, possibilita a seleção automática do receptor correspondente ao transmissor selecionado. Neste caso, somente é possível, o controle individual de volume, dos receptores.

h) Botão do Modo Emergência (EMERG)

Localizado na parte inferior direita do painel de controle, este botão do tipo PUSH-ON / PUSH-OFF, quando pressionado, em caso de falha de um canal de áudio, proporciona uma conexão em paralelo com o outro canal, para os fones e conexão do microfone para o VHF (VHF1 para o piloto e VHF2 para o lado do copiloto).

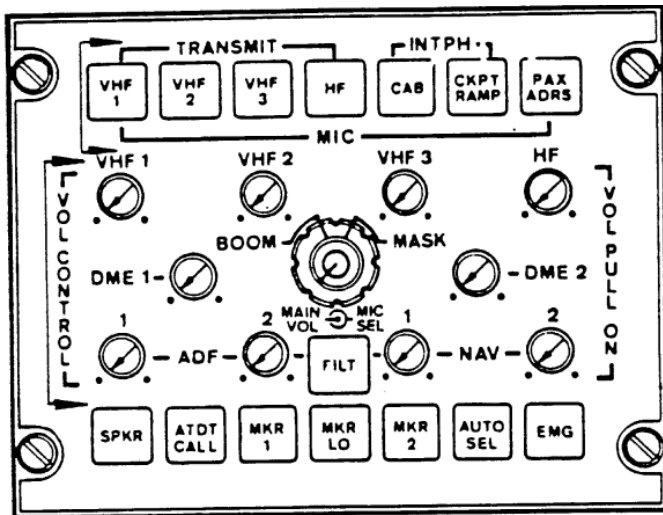
As atuações do botão de emergência em ambos os lados (canais) ou a perda de energia em ambos, proporciona a conexão do microfone e fones do piloto para o VHF1 e ADF1 e o do copiloto para o VHF2 e NAV1.

i) Botão do Alto-falante (SPKR)

Localizado na parte inferior esquerda do painel de controle, este botão, do tipo PUSHON / PUSH-OFF, quando pressionado, permite a escuta simultânea dos sinais de áudio, nos fones e alto-falantes da cabine de comando.

j) Botão de chamada da Atendente (ATDT CALL)

Localizado na parte inferior esquerda do painel de controle, este botão é de ação momentânea e, quando pressionado, envia um tom de áudio para a chamada da atendente, à cabine de comando.



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

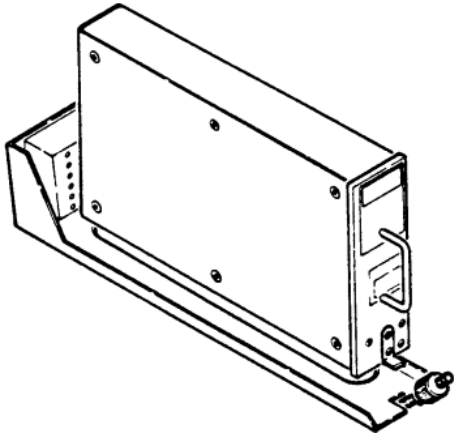
Figura 18-52 Painel de controle de áudio

**Unidade Eletrônica Remota (REU)** - A unidade eletrônica remota é a unidade central do sistema de áudio e possui dois canais idênticos e independentes, um para o piloto e outro para o copiloto. Um terceiro canal é agora instalado para o sistema de áudio do observador. Esta unidade possui todos os circuitos de comutação, necessários para o funcionamento do sistema.

Todos os ajustes de SIDETONE são acessíveis pela parte frontal da unidade.

Os controles e ajustes de SIDETONE, identificados na parte frontal da unidade, são:

- a) - PAST - Ajusta o nível de SIDETONE dos alto-falantes dos passageiros, em função do áudio do microfone;
- b) - INPH ST - Ajusta o nível do SIDETONE para os fones, durante a operação do interfone;
- c) - HS ST - Opcional (Ver ajustes VHF1 / VHF2);
- d) - VHF3 ST - Opcional (Ver ajustes VHF1 / VHF2);
- e) - VHF1 ST - Ajusta o nível de SIDETONE do microfone, para o amplificador do fone durante a operação do VHF1;
- f) - VHF2 ST - Ajusta o nível de SIDETONE do microfone, para o amplificador do fone, durante a operação do VHF2;
- g) - SPKR ST - Ajusta o nível do SIDETONE, do alto-falante da cabine de comando, durante a transmissão.



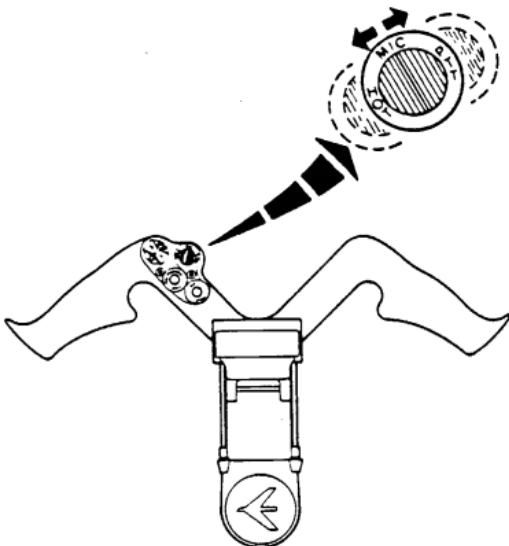
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-53 Unidade central do áudio

**Interruptor PTT / HOT MIC** - Os dois interruptores PTT / HOT MIC, instalados no manche de ambos os postos de pilotagem, são usados para transmissão e intercomunicação entre os pilotos.

Este interruptor é do tipo deslizante e possui três posições, a saber:

- a) - Posição central - o interruptor está desligado;
- b) - Posição PTT - é uma posição momentânea e possibilita a transmissão em VHF ou HF e a comunicação entre pilotos;
- c) - Posição HOT - é uma posição fixa e possibilita de maneira contínua a comunicação entre pilotos.



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

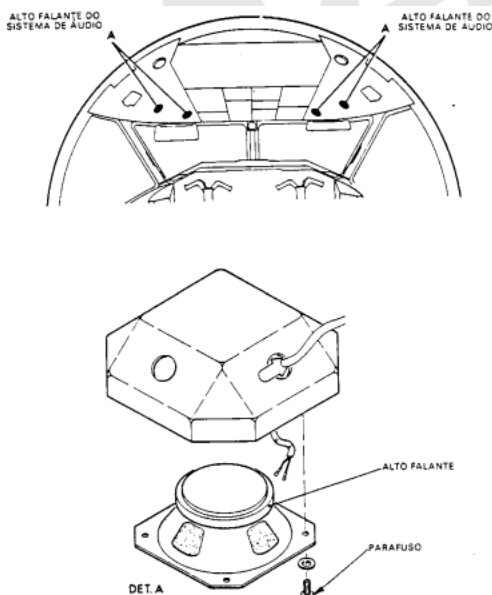
Figura 18-54 Interruptor PTT / HOT MIC

**Fone, Microfone e Alto-falantes** - Ambos os postos de pilotagem possuem um par de fones, um microfone de mão e um microfone instalado na máscara de oxigênio.

Os "Jacks" estão instalados nos consoles laterais. Dois alto-falantes são instalados no teto da cabine de comando, um em cada posto de pilotagem, permitindo a recepção de áudio, sempre que desejada.

Dois outros alto-falantes, exclusivos dos sistemas de alarme, também são instalados no teto da cabine de comando, um em cada posto de pilotagem.

**Operação do sistema** - Cada painel de controle de áudio possui uma linha, conectada à unidade eletrônica remota, cuja linha envia todas as informações, sobre as posições dos controles, para esta unidade (REU).



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

Figura 18-55 Localização dos alto-falantes da cabine de comando

Cada painel de controle transmite as seguintes informações para a unidade eletrônica: seleção de todos os transmissores, seleção de todos os interfones, seleção de mensagens aos passageiros, o controle de volume de todos os receptores e posições dos interruptores ON/OFF, seleção do microfone de mão ou da máscara de oxigênio, controle principal de nível de volume, seleção da posição filtro, seleção do MKR1 e MKR2, sensibilidade do Marker Beacon, seleção de alto-falante e controle da função emergência.

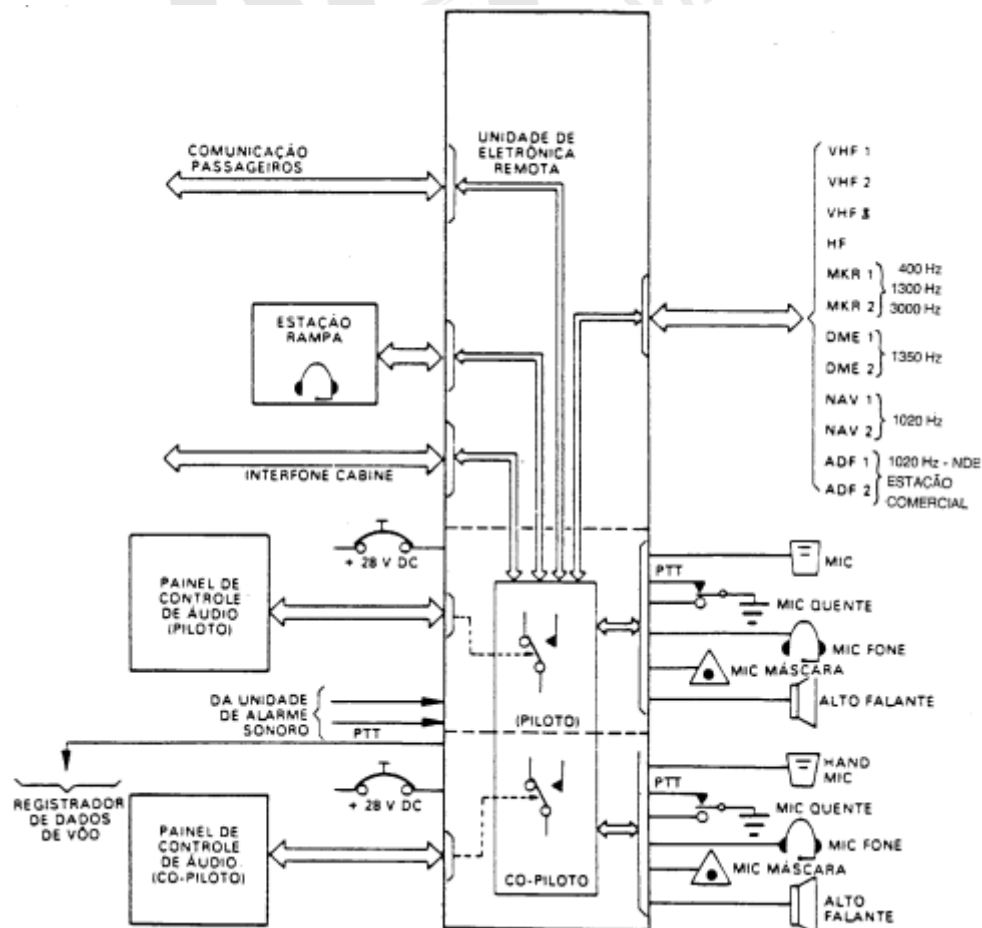
Há outra linha, para cada painel de controle de áudio, conectada diretamente à unidade central de áudio, que permite a ativação do gerador de tons a fim de efetuar a função de chamada da atendente.



## Interfone

O avião está equipado com um sistema de interfone o qual é constituído por quatro modos de operação: Interfone da cabine de comando / rampa, interfone de cabine, interfone do observador, interfone de cabine de comando.

- 1) Interfone Cabine de Comando / Rampa - É usado para comunicação entre o operador de solo e a cabine de comando;
- 2) Interfone de Cabine - É usado para comunicação entre a cabine de comando e a atendente e vice-versa;
- 3) Interfone do Observador - É usado para comunicação entre pilotos e observador;
- 4) Interfone de Cabine de Comando - É parte do sistema integrado de áudio (já descrito).



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

Figura 18-56 Interfone de Cabine de Comando / Rampa

É composto de um painel que contém um "Jack" de interfone e um botão de ação momentânea, COCKPIT-CALL, para a chamada da cabine de comando.

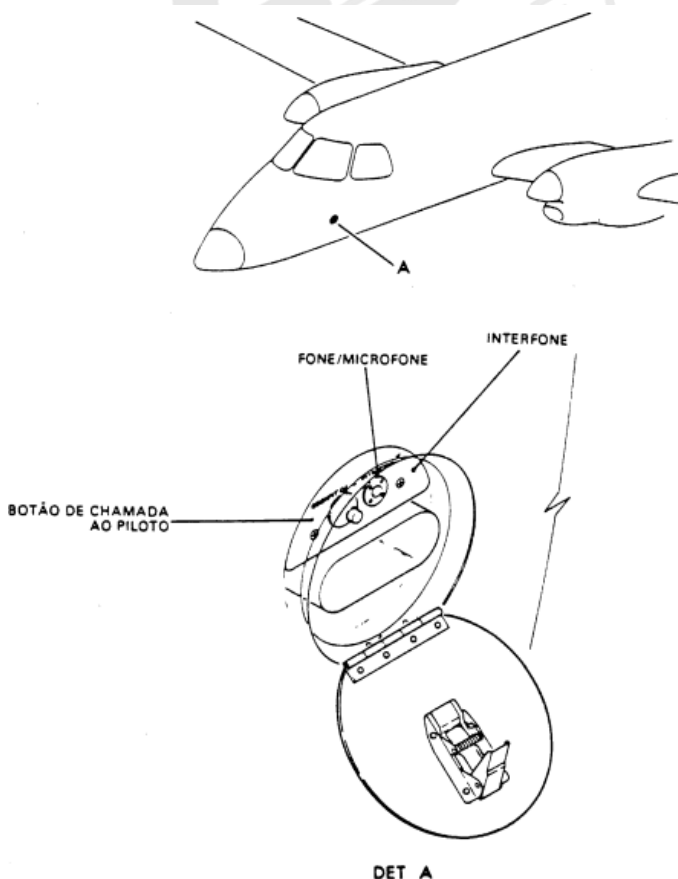
Um painel de interfone de rampa, instalado no lado esquerdo do nariz do avião.

O interfone cabine de comando / rampa é ativado pela seleção da tecla CKP / RAMP, no painel de controle de áudio ou através do botão COCKPIT-CALL, instalado no painel de interfone de rampa.

Neste modo é possível que o piloto ou o copiloto mantenha uma conversação simultânea ou não, com o operador de terra, através do HOT-MIC.

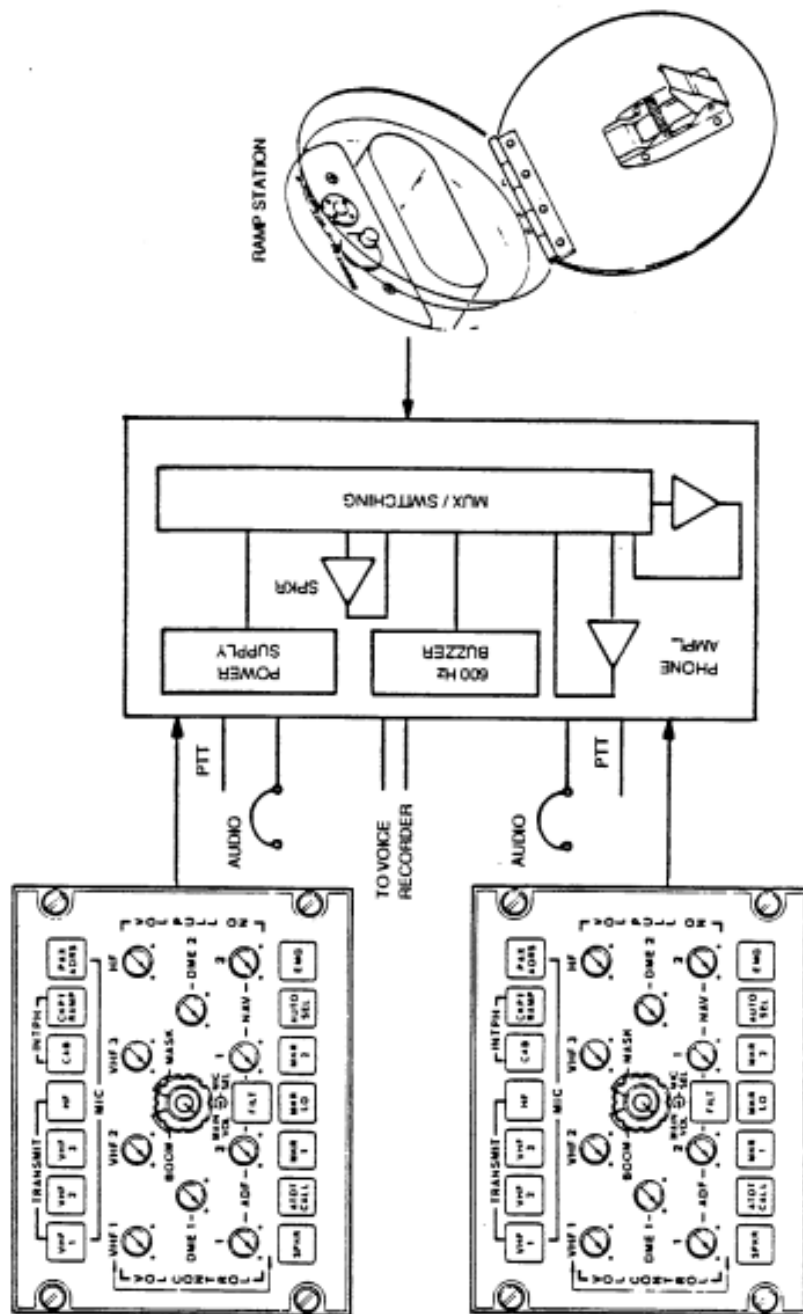
**Operação do sistema** - Quando o interruptor COCKPIT-CALL é pressionado no painel de controle do interfone de rampa, um tom de 600Hz, gerado pela unidade eletrônica remota, será ouvido nos fones e alto falantes da cabine.

Em seguida, o piloto (e ou copiloto) pressiona o botão CKPT / RAMP, cuja luminosidade aumenta (no painel de controle de áudio) e posiciona o interruptor PTT / HOT MIC para HOT MIC, então ele poderá falar com o operador de solo.



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

Figura 18-57 Painel de interfone de rampa



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

Figura 18-58 Sistema de Interfone de Cabine de Comando / Rampa

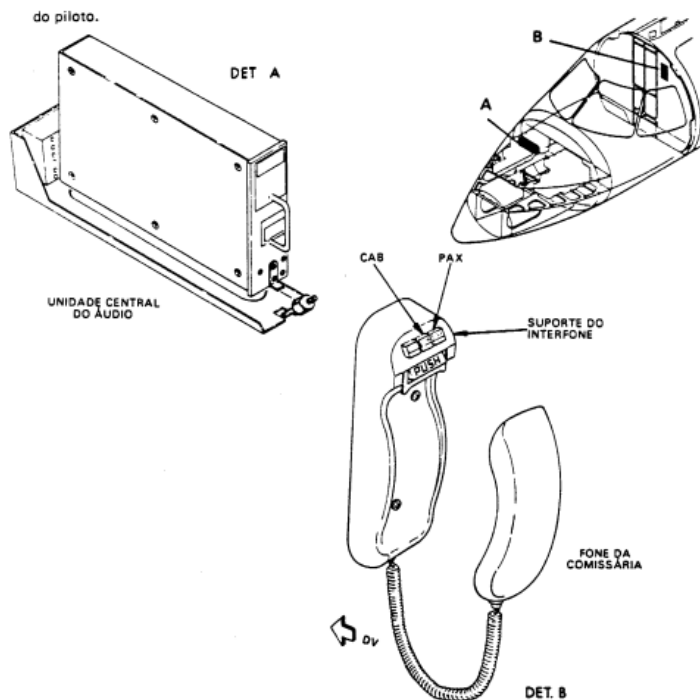
**Interfone de Cabine** - Este modo possibilita, ao piloto ou copiloto, falar simultaneamente ou não, com a atendente, através do HOT-MIKE.

Quando o modo interfone de cabine é ativado, a indicação através do anunciador CAB é visível simultaneamente em ambos os painéis de controle de áudio e seu sinal sonoro HI-LO é apresentado pelo sistema de endereçamento aos passageiros.

O interfone de cabine é constituído de:

- Uma unidade central de áudio, instalada no compartimento eletrônico;

- Um conjunto de interfone da atendente, instalado no lado esquerdo da cabine, atrás do assento do piloto.



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

Figura 18-59 Localização dos componentes do interfone da cabine de passageiros

A unidade central de áudio recebe sinais do microfone da cabine de comando e da estação da atendente, e controla os sinais de PTT da cabine de comando e da atendente e envia sinais para os alto-falantes da cabine de passageiros, SIDETONE de endereçamento aos passageiros, sinais sonoros para a cabine de comando e para os fones dos pilotos e atendente.

A unidade possui internamente um gerador de tons.

Os tipos de tons gerados e apresentados, com o propósito de chamada e endereçamento, são:

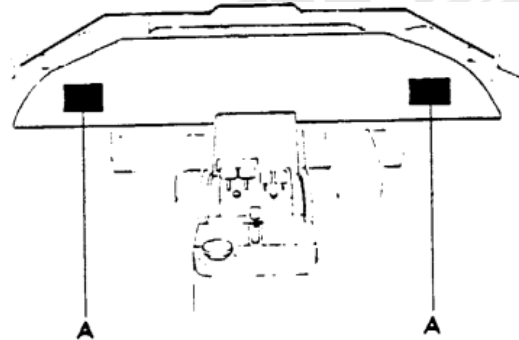
- Chamada da atendente, pela cabine de comando - TOM-HI-LO;
- Chamada da cabine de comando, pela atendente - TOM HI-LO;
- Chamada para endereçamento aos passageiros - TOM-HI;
- Aviso - APERTE O CINTO - TOM-LO;
- Aviso - NÃO FUME - TOM-LO;
- Chamada da atendente, pelos passageiros - TOM-HI.

O suporte da estação da atendente possui três botões para a seleção das funções CAB, PAX, MUS e botão com a função de PTT, localizado no interfone.

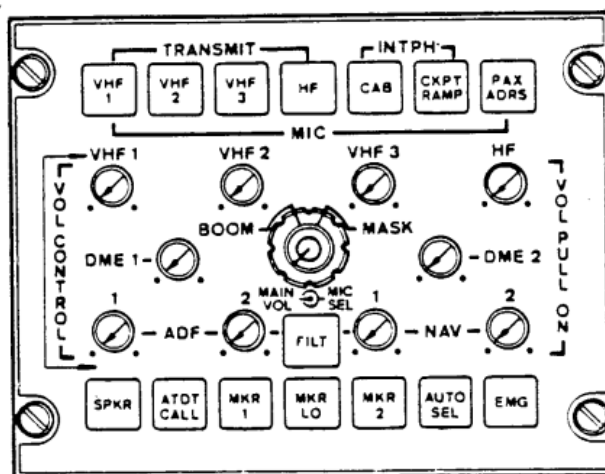
a) Botão CAB - Este botão é responsável pela chamada da cabine de comando, através de um sinal HI-LO. Quando pressionado, ele cicla até que o piloto e/ou copiloto selecione o anunciador correspondente;

b) Botão PAX - Quando pressionado, esse botão iluminar-se-á possibilitando a comunicação entre a atendente e os passageiros;

c) Botão MUS - Quando pressionado, ativa o sistema de entretenimento aos passageiros.



DET. A



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

Figura 18-60 Instalação do painel de controle de áudio

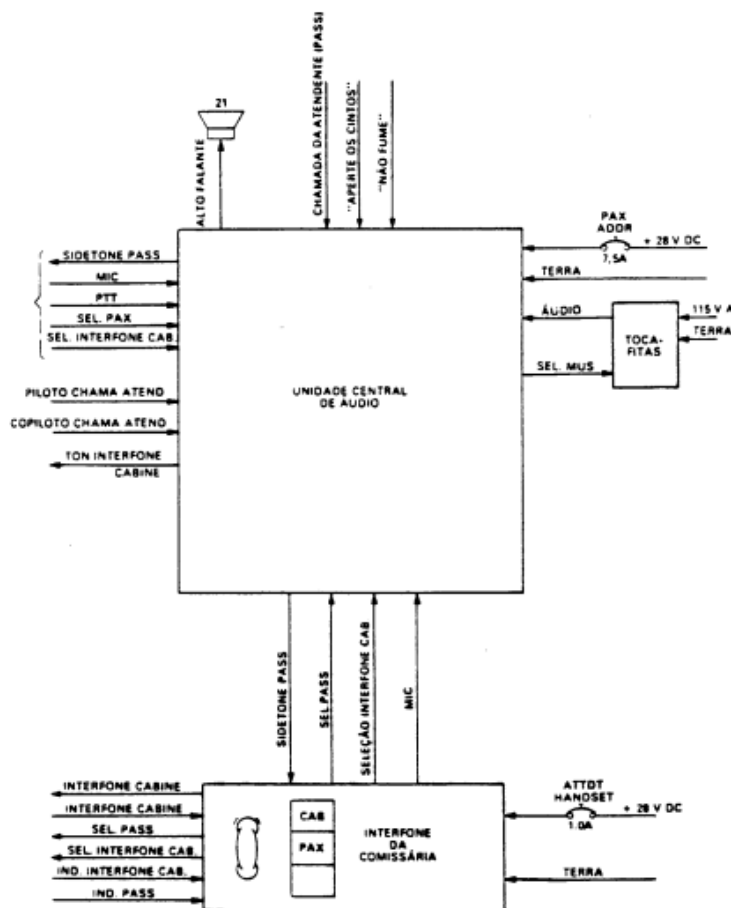
**Operação** - A comunicação entre pilotos e atendente e vice-versa, é efetuada pressionando-se o botão CAB num dos painéis de controle de áudio ou na unidade de controle da atendente.

Na unidade central de áudio, um sinal de áudio HI-LO (DIM / DOM) é gerado e distribuído aos alto-falantes para chamar a atenção.

O botão CAB fica ciclando até que seja pressionado.

Quando a atendente remove o fone de seu braço, o interruptor ON/HOOK/OFF HOOK conecta o microfone ao sistema.

Quando termina a comunicação, a ligação é desativada automaticamente quando a atendente coloca o seu fone no gancho (berço).



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

Figura 18-61 Operação do modo interfone cabine dos pilotos

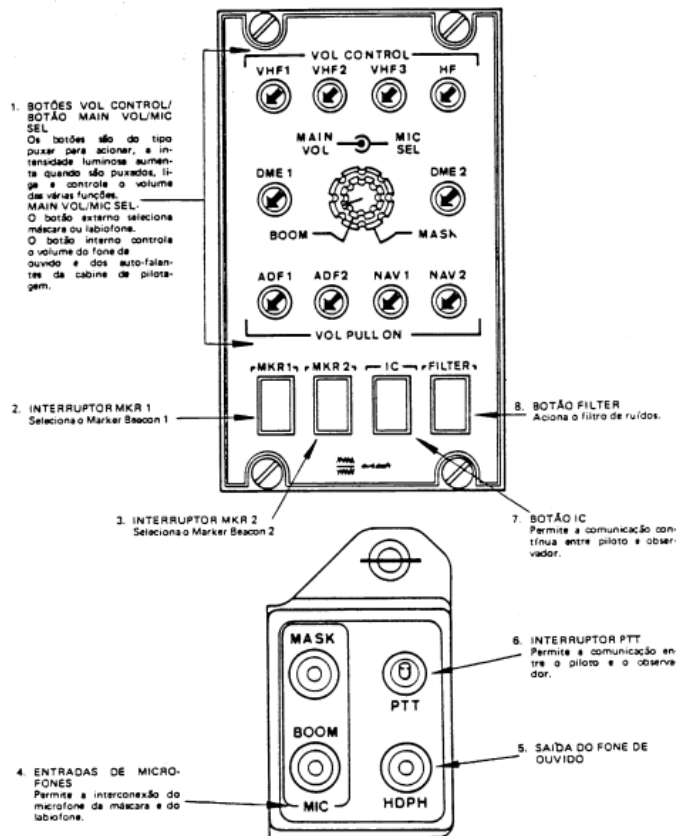
**Modo interfone do observador** - O modo interfone do observador possibilita comunicação entre pilotos e observador.

Há duas versões para o modo de interfone do observador.

a) Versão Certificado FAA - Esta versão tem meios de controlar o áudio dos receptores e selecionar o modo de intercomunicação da tripulação. Ela é normalmente instalada em aeronaves com certificado FAA.

b) Versão Certificado CTA - Esta versão somente controla o volume e o PTT do modo intercomunicação. Não existem meios de controlar o áudio dos receptores. O modo interfone do observador consiste de:

- a) Um painel de controle de áudio, instalado à direita do painel de forração da linha do duto do ar condicionado;
- b) Um painel de interconexão de fone e microfone, instalado abaixo do painel de controle de áudio do observador;
- c) Um microfone labial, instalado acima da cadeira do copiloto.



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

Figura 18-62 Painel de áudio do observador

Na versão Certificado FAA, o painel de áudio do observador é composto dos controles abaixo discriminados.

Botões dos Receptores - Ligam, desligam e controlam o volume para seleção das seguintes funções: VHF 1, VHF 2, VHF 3, HF, DME 1, DME 2, ADF 1, ADF 2, NAV 1 e NAV 2. Se dois botões forem selecionados os seus sinais serão superpostos.

Botões de seleção de Microfone e Volume Principal - O seletor externo, seleciona microfone labial ou microfone de máscara. O interno é o controle principal de volume, atuando sobre os sinais que estão sendo enviados para os fones ou alto-falantes da cabine de comando.

- Botão Marker Beacon 1 (MKR1) - Possibilita a seleção de áudio do Marker Beacon nº 1;



- Botão Marker Beacon 2 (MKR2) - Possibilita a seleção de áudio do Marker Beacon nº 2;
- Botão Intercomunicação (IC) - Possibilita comunicação contínua entre o observado e os pilotos;
- Botão filtro (FILTER) - Quando pressionado possibilita a audição do sinal de identificação de 1020 Hz do VHF, NAV e ADF.

O painel de interconexão de fone / microfone do observador possui os seguintes "Jacks" e interruptores:

- "Jack" de Microfone - Conecta o microfone de máscara ou o microfone labial;
- "Jack" de fone - Conecta o fone do observador;
- Interruptor PTT / HOT - PTT é uma posição momentânea que permite comunicação entre observador e pilotos;
- "HOT" é uma posição fixa.

Na versão Certificado CTA, o painel de áudio do observador possui os controles discriminados a seguir:

- Interruptor Seletor Piloto/Copiloto - Possibilita ao observador selecionar o áudio do piloto ou copiloto;

- Interruptor PTT / HOT - Possibilita intercomunicação com os pilotos. Este interruptor possui três posições:

- Posição central - o interruptor está desligado;
- Posição PTT - é uma posição momentânea e possibilita a comunicação com os pilotos;
- Posição HOT - é uma posição fixa e também permite a comunicação com os pilotos.

- Controle de volume - É um potenciômetro usado para controlar o volume de áudio, no fone do observador;

- HDPH-MIC - "Jack" de fone e microfone.

O microfone labial do observador é constituído de um fone e um microfone, cujos "jacks" deverão ser conectados ao painel de controle de áudio, do observador.

Através do interruptor PTT (HOT), do painel de controle de áudio do observador, este se comunica com os pilotos.

A comunicação, entre o piloto ou o copiloto e o observador, é efetuada por meio do interruptor PTT / HOT MIC (nos manches) ou por meio do botão CKP / RAMP (no painel de controle de áudio do piloto ou do copiloto).

### **Sistemas de Endereçamento aos Passageiros**

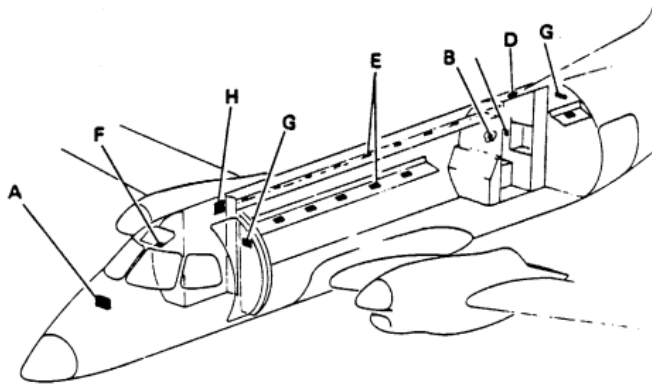
Os sistemas de endereçamento aos passageiros e entretenimento, possibilitam um aviso de voz e música para os passageiros. Possibilita também a transmissão de um aviso para os passageiros através dos pilotos e atendente, assim como, sinais de tom.

O avião é opcionalmente provido de música de bordo para entretenimento dos passageiros.

**Descrição e localização dos componentes** - O sistema de endereçamento aos passageiros possibilita um aviso de voz, comunicação entre pilotos e atendente e chamada da atendente pelos passageiros, assim como geração de tons para a sinalização de áudio.

O endereçamento aos passageiros é efetuado através de:

- a) Alto-falantes instalados na cabine dos passageiros e no teto do toalete;
- b) Dois interruptores de avisos aos passageiros - "Não fume" e "Aperte os cintos" - instalados no painel superior a fim de ativar sinais de áudio aos passageiros;
- c) Avisos - "Não fume" e "Aperte os cintos" - instalados nas unidades de serviço dos passageiros e na parte superior direita do armário da atendente;
- d) Aviso "Retorne ao seu lugar" - Instalado no toalete e conectado ao aviso - "Aperte o cinto";
- e) Botões de chamada da Atendente, instalados na unidade de serviço dos passageiros e toalete.



#### LEGENDA

- A. UNIDADE CENTRAL DE ÁUDIO
- B. SINALIZAÇÃO DE AVISO - RETORNE A SUA POLTRONA
- C. TECLA DE CHAMADA DA COMISSÁRIA
- D. ALTO-FALANTE DO TOALETE
- E. UNIDADE DE SERVIÇOS DE PASSAGEIROS PSU's
- F. CHAVES PAX SIGNS
- G. PAINÉIS DE AVISOS DA COMISSÁRIA
- H. FONTE DE ALIMENTAÇÃO E TOCA-FITAS

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

Figura 18-63 Localização dos componentes do sistema de avisos aos passageiros.

**Operação** - Os avisos aos passageiros, pelo piloto/copiloto, são selecionados no painel de controle de áudio (PCA). Os avisos de mensagens aos passageiros (PAX ADRS) têm o brilho aumentado em ambos os painéis (PCA) e, simultaneamente, o anunciador PAX iluminar-se-á na unidade da atendente.

O tom da cabine é ativado em HI (DIM).

O piloto e/ou copiloto pressiona o PTT do manche ou o PTT do microfone e fala. Terminada a comunicação, a função é automaticamente desativada, quando o piloto ou o copiloto seleciona outra função relacionada ao microfone.

### Sistema de Alarme

O sistema de alarme alerta os membros da tripulação, por meios visuais e sonoros, quando da ocorrência de qualquer situação anormal de voo.

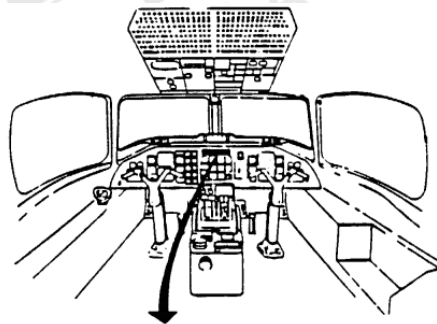
#### Descrição e localização dos componentes:

- Um painel múltiplo de alarmes (PMA), instalado no painel principal;
- Dois pares de luzes de alarme geral, instaladas nos lados esquerdo e direito do PMA;

- Dois botões de cancelamento, instalados ao lado de cada par das luzes de alarme geral;
- Um controlador das luzes de alarme, instalado no console lateral direito;
- Um interruptor BAT/DIM/TEST, instalado no painel superior;
- Várias luzes discretas de indicação de alarme, distribuídas em diversos painéis da cabine de comando;
- Uma unidade de alarme sonoro, instalada no compartimento eletrônico e dois alto-falantes, instalados no teto da cabine de comando.

**Painel Múltiplo de Alarmes (PMA)** - Este painel consiste de um mostrador de falhas, com capacidade de apresentar até 40 legendas coloridas e iluminadas.

Estas legendas são agrupadas em módulos de atenção (WARNING) e alerta (CAUTION), os quais identificam imediatamente o sistema ou equipamento em falha.



⊕	⊕	⊕	⊕	⊕	⊕	⊕	⊕	⊕	⊕
CHIP DETR 1	ATTITUDE DISPLAY	ELEC BAY EFIS OVHT	OIL PRESS 1	CABIN ALT	SMOKE	OIL PRESS 2	STEER INOP	AIR COND	CHIP DETR 2
AHRS 1 TEST	FUEL	FLAP	L W/S OVERHEAT	-	GEAR	R W/S OVERHEAT	CONTR DISENG	DE-ICE	AHRS 2 TEST
RUDDER	HYD	ELEC	TRIM FAIL	DUCT LEAK	DOORS	AUTO FLT FAIL	AURAL WARNING	CREW OXY	EMERG LYT
RUDDER SPEED SW	APU	ELEC BAY LOW TEMP	STALL WARN	BATT OVERHEAT	FIRE APU	-	POWER OFF	BRAKES	ADVANCED S.W.S.
⊕	⊕	⊕	⊕	⊕	⊕	⊕	⊕	⊕	⊕

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

Figura 18-64 Painel Múltiplo de Alarmes

As legendas em vermelho (WARNING), quando acesas, indicam a necessidade de uma ação corretiva imediata, e as legendas em âmbar (CAUTION), quando não se requer necessariamente uma ação corretiva e imediata.

As legendas dos módulos são ilegíveis quando não estão iluminadas.

Quando uma falha ocorre, o módulo correspondente é iluminado de modo intermitente, a uma frequência de 4 Hz. Assim que o piloto percebe o alarme, ele pode, através do botão ALARM CANCEL, cancelar a alternância da luz, que permanecerá

continuamente acesa enquanto a falha persistir. Se o sinal de falha for removido antes ou depois da operação de cancelamento, o módulo indicador apagar-se-á imediatamente, indicando que a falha não mais existe.

Sempre que o módulo âmbor é ativado (acende-se), são gerados dois sinais: um sinal de massa (4 Hz negativo) para comandar as luzes de alarme geral (âmbor) de advertência (CAUTION) e um outro sinal típico, para disparar o sistema de alarme sonoro.

Existem também, avisos sonoros associados às lâmpadas vermelhas. Os sinais de comandos para estes avisos são gerados no PMA.

O PMA tem um circuito que continuamente monitora o suprimento de energia. Caso uma das entradas de alimentação seja cortada, o módulo POWER OFF ficará piscando. Uma vez rearmado, o módulo iluminar-se-á num nível estável, até que a energia seja restabelecida ou a segunda entrada também seja cortada.

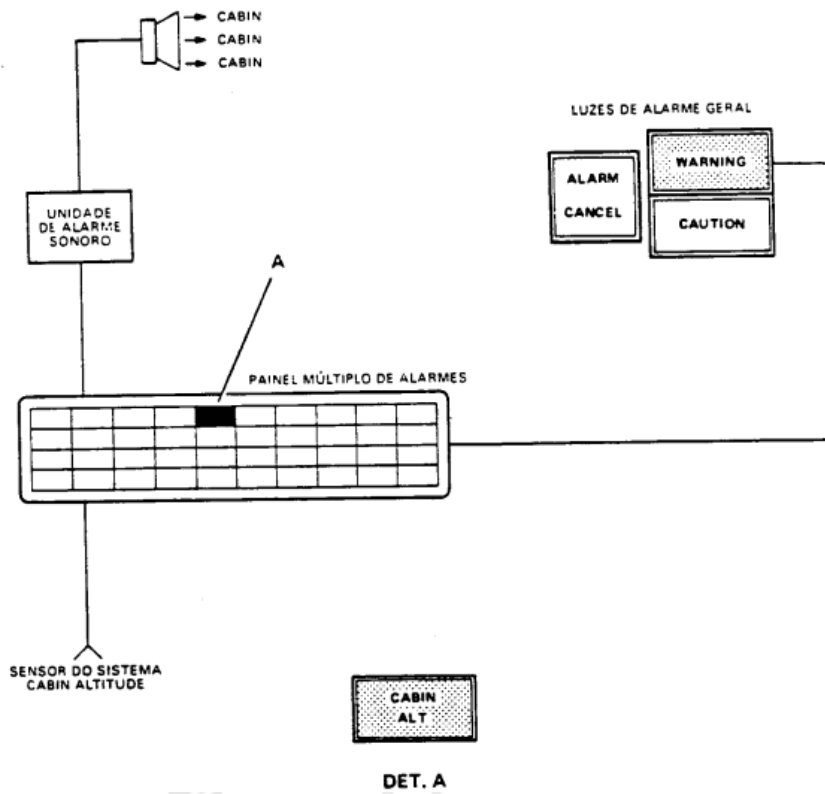
Existem dois tipos de legendas:

a) Legendas específicas - São as que permitem aos pilotos a identificação do sistema em falha, sem a necessidade de maiores informações de qualquer outro painel;

b) Legendas de sistema - São as que indicam aos pilotos somente o sistema que se apresenta em falha. O piloto precisa olhar para o painel correspondente ao sistema em falha e observar qual a lâmpada de indicação ou alarme que está acesa, a fim de identificar a falha.

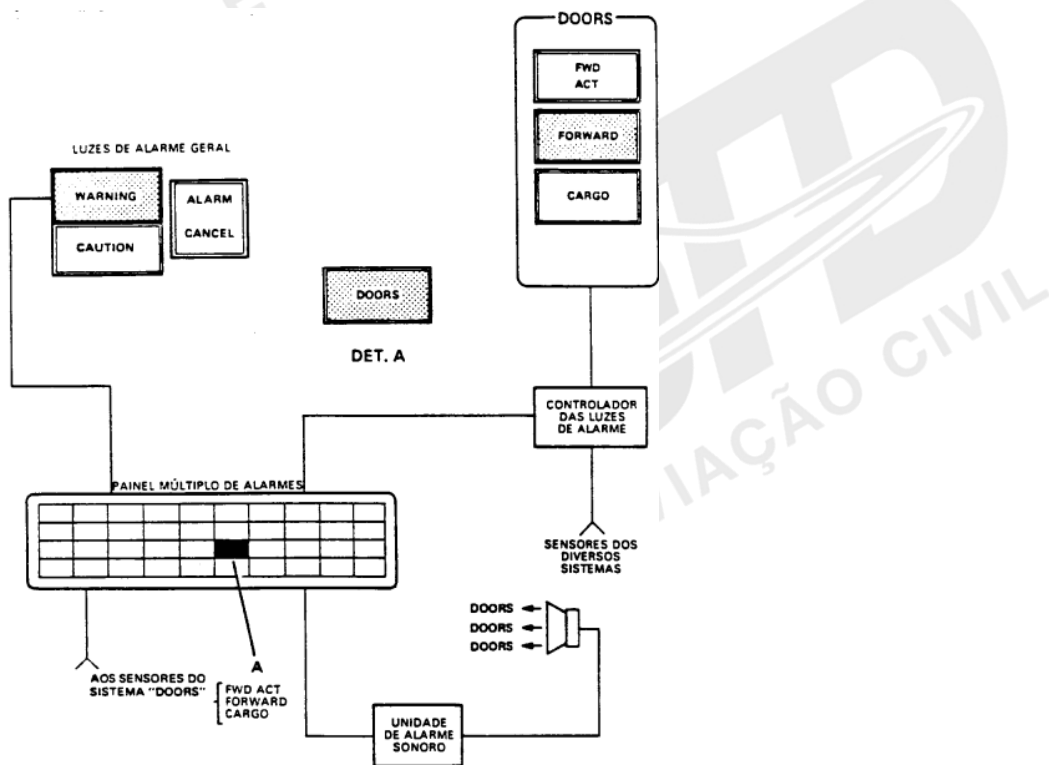
Exemplo:

- Porta de entrada dianteira destravada;
- Legenda DOOR, no painel múltiplo de alarmes;
- Luz discreta de indicação e alarme FORWARD, no painel de portas, piscando, indicando a porta dianteira destravada.



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

Figura 18-65 Diagrama bloco de legenda específica



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

Figura 18-66 Sistema tipo Legenda Cativa

**Unidades de Alarme Sonoro** - O sistema de alarme sonoro pertence ao sistema de alarme e funciona em conjunto com o sistema de alarme visual.

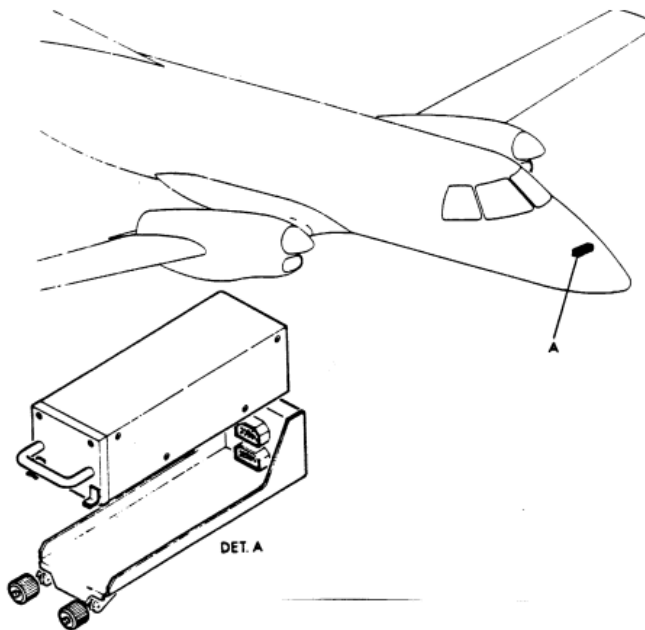
A unidade de alarme sonoro está instalada no compartimento eletrônico. Algumas condições de alerta, em alguns sistemas essenciais, são anunciadas em ambos os sistemas, visual e sonoro.

O sistema de alarme sonoro apresenta dois tipos de alarmes: mensagens faladas e/ou sons.

As mensagens faladas são precedidas por três alarmes de apito que chamam a atenção para a mensagem que virá logo a seguir.

As mensagens faladas e os alarmes de apito são apresentados, na cabine de comando, por dois alto-falantes e também pelo sistema de áudio.

A unidade de alarme sonoro pode ser cancelada, inibindo as mensagens faladas e os apitos de alarme, por intermédio dos botões de cancelamento, ALARM CANCEL, das luzes de alarme geral.



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

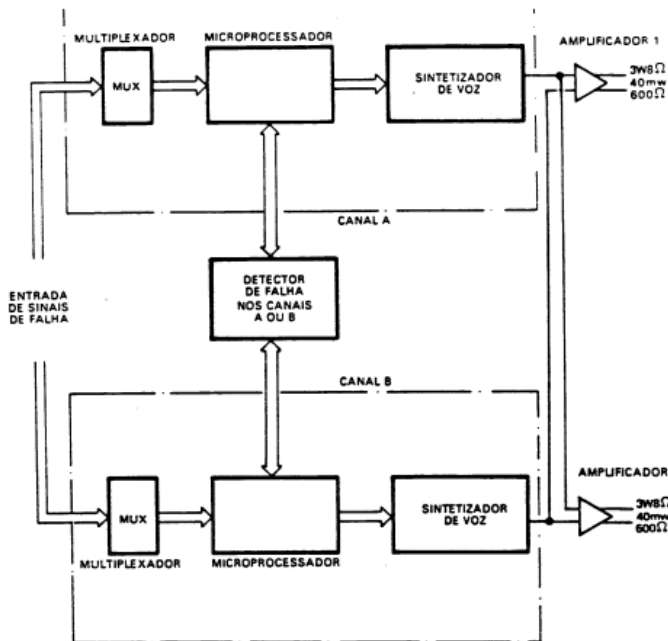
Figura 18-67 Unidade de alarme sonoro

A unidade de alarme sonoro constitui-se de dois canais idênticos, para maior segurança. Durante a operação normal, somente um deles é ativado.

Um circuito de falha, interno, detecta qualquer falha em qualquer das partes especificadas da unidade, automaticamente, efetua a troca entre os dois canais.



Em caso de falha do segundo canal, a luz do sistema de alarme sonoro, no painel múltiplo de alarmes, será ativada e a unidade de alarme sonoro deverá ser desativada.



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

Figura 18-68 Diagrama de bloco da unidade de alarme sonoro

Quando a unidade do alarme sonoro é ligada pela primeira vez, ambos os canais executam um teste funcional, com entradas e saídas de sinais inibidas, a fim de evitar informações errôneas.

Se não for detectada nenhuma falha no auto teste, a unidade de alarme sonoro anuncia AURAL UNIT OK e o canal B será desativado, permanecendo na reserva.

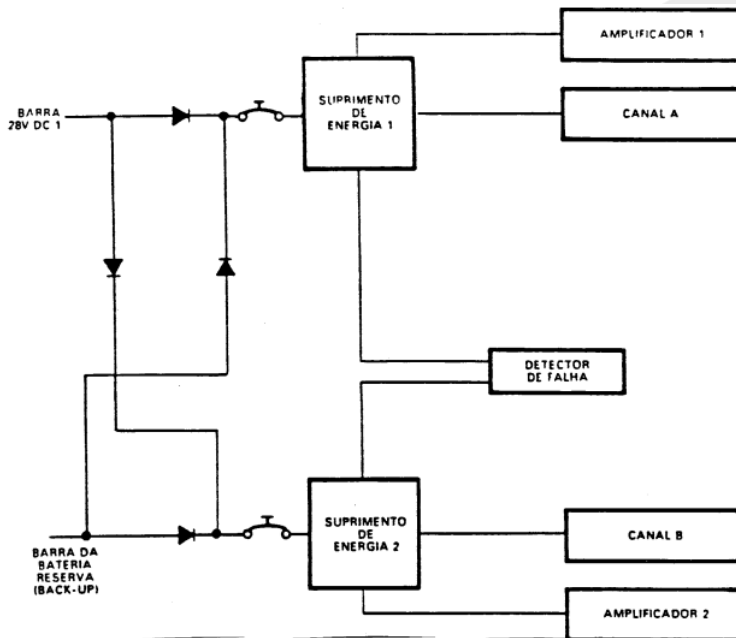
Se um dos dois canais, A ou B, falhar no auto teste, ele será comandado para desligar-se, pelo detector de falha (monitor) e o canal remanescente anunciará: AURAL UNIT ONE CHANNEL (Unidade sonora com um canal). Uma falha nos dois canais desconecta (do sistema) a unidade de alarme sonoro e uma luz de alerta acender-se-á no painel múltiplo de alarmes.

Em qualquer situação, os amplificadores de áudio continuarão em funcionamento.

Durante a operação normal, alguns testes dos multiplexadores RAM, ROM, sintetizador de voz, são efetuados, semelhantes ao auto teste feito quando a unidade é ligada pela primeira vez. Sempre que for pressentido algum problema interno, a unidade de alarme sonoro agirá como se estivesse sendo ligada pela primeira vez, efetuando um teste completo.

A unidade de alarme sonoro possui dois conjuntos de entrada de alimentação elétrica, internamente inter cruzados com diodos, para prevenir um novo ciclo de partida, se um dos conjuntos entrar em falha.

Em caso de interrupção na alimentação, a unidade não reiniciará o funcionamento, antes de decorridos dez segundos.



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

Figura 18-69 Diagrama de bloco da alimentação de energia elétrica na unidade de alarme sonoro.

**Operação do sistema** - As luzes discretas de indicação de alarme, as luzes do painel múltiplo de alarmes e as luzes de alarme geral, permanecem apagadas durante o voo normal.

Tão logo ocorra uma falha, a luz de alarme geral WARNING ou a CAUTION começará a piscar. Antes de cancelar estas luzes, o piloto deverá olhar no PMA e observar qual a legenda que também está piscando.

As luzes de alarme geral (LAG) e a cor na legenda no painel múltiplo de alarmes, fornecem ao piloto uma classificação da seriedade da falha.

No caso de um alarme vermelho, o sistema de alarme sonoro gerará um triplo sinal de campainha, seguido de uma mensagem falada.

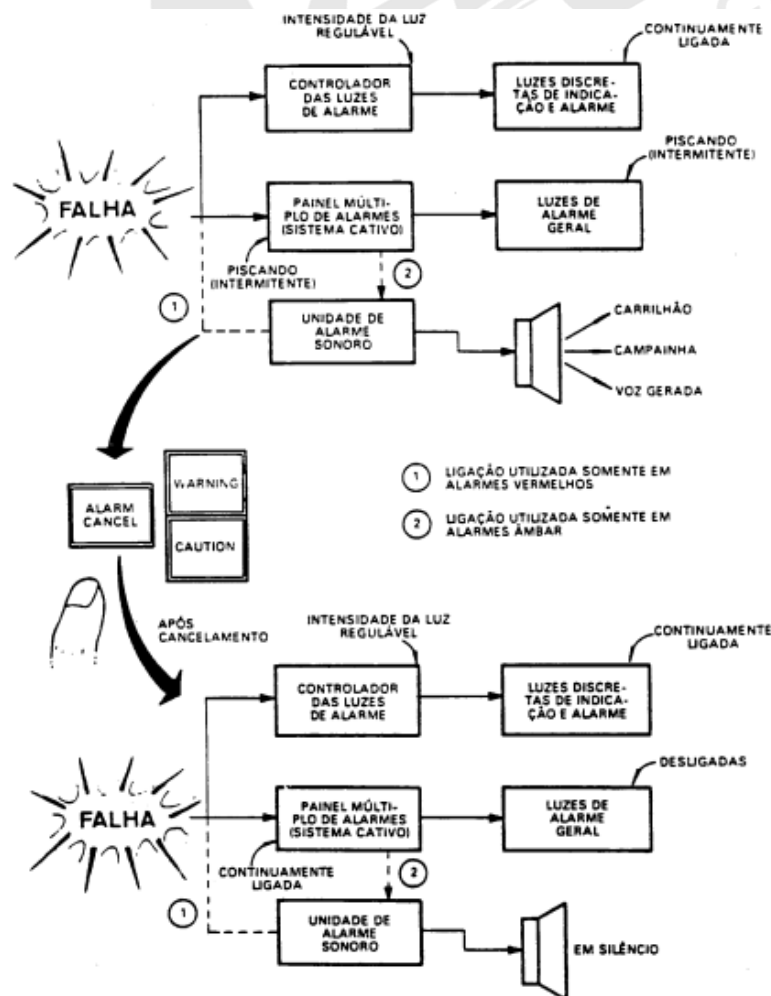
No caso de um alarme âmbar, o sistema de alarme sonoro gerará somente um sinal de campainha.

Pressionando-se qualquer um dos dois botões do cancelamento de alarme, ao lado das LAGs, ambas as LAGs apagam-se, a legenda no PMA fica com a luz acesa constantemente e os sinais sonoros são cortados.

O sistema de alarme sonoro gera, além das mensagens faladas, seis diferentes tipos de sons discretos.

Três deles são usados em falhas específicas e são definidos de acordo com padrões largamente utilizados em aviação, de maneira que a tripulação possa associá-las mais facilmente às falhas.

a) Estalido (clacker): Onda quadrada 1600 Hz modulada por um sinal de 20 Hz, dois segundos ligado e dois segundos desligado, que é ativado quando a aeronave se aproxima da condição de STALL;



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

Figura 18-70 Operação do sistema de alarme

b) Campainha: Um toque de onda quadrada de 700 Hz modulada por um sinal de 20 Hz, usado para alarme de fogo;

c) Som para ALTITUDE ALERTER: Três tons de 2900 Hz, espaçados, 0,4 segundos ligado e 0,4 segundos desligado.

Existe também, um som de bip e dois tipos de som mestre, para chamar a atenção (ATENÇÃO).

a) Beep: sinal de 1000 Hz com duração de 0,06s.

b) ATENÇÃO Nível 3 (3 chamadas): Onda quadrada modulada por um sinal de 4 Hz gerada sempre que uma falha de emergência for sentida;

c) ATENÇÃO nível 2 (1 chamada): Similar ao ATENÇÃO nível 3, mas com somente uma chamada, repetida a cada 5 segundos. O som WHOOP-WHOOP e as mensagens faladas PULL UP e GLIDE SLOPE, são gerados externamente por um equipamento opcional que é o Sistema de Alarme de Aproximação do Solo (GPWS).

## 2.5 SISTEMA GRAVADOR DE VOZ

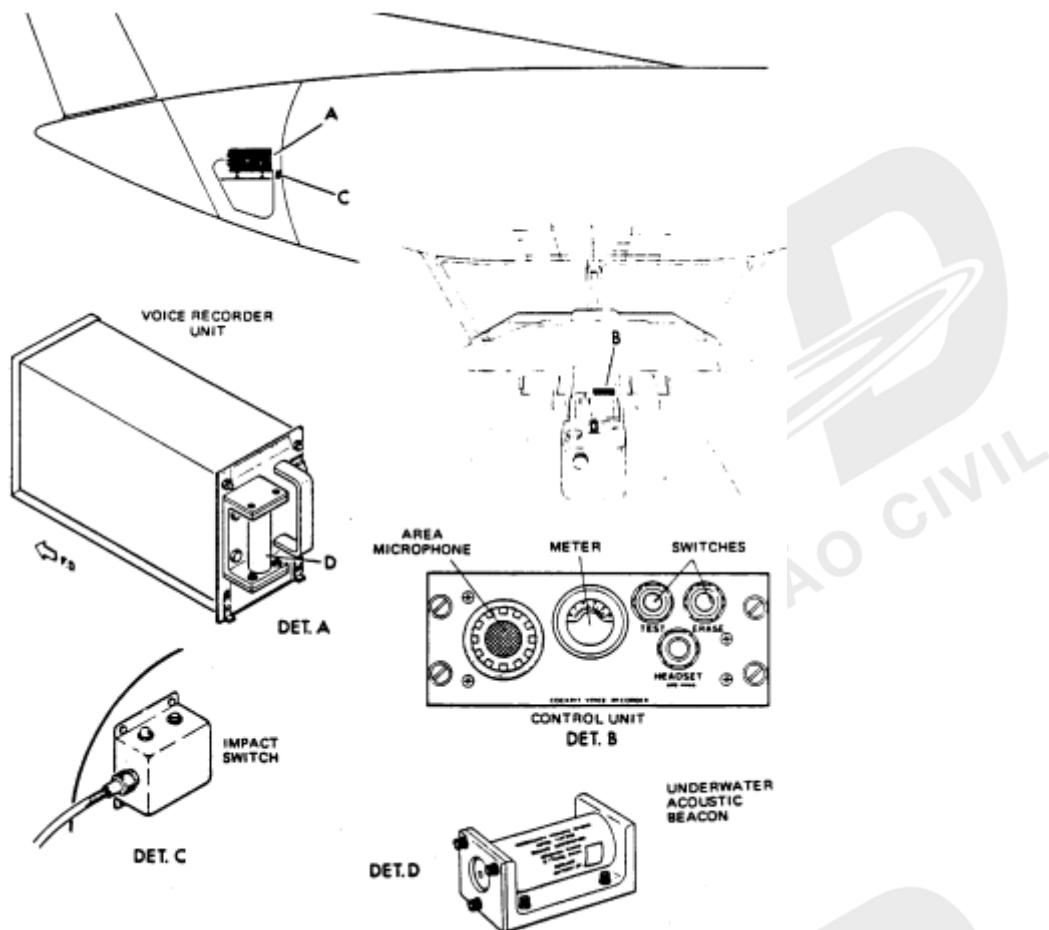
O sistema gravador de voz registra toda conversação e comunicação entre a tripulação de voo, com o propósito de auxiliar as investigações, em caso de acidente da aeronave.

O sistema prevê uma gravação contínua, nos últimos 30 minutos de voo e oferece quatro pistas separadas para gravação de sinais transmitidos e recebidos pelas estações do piloto, copiloto, sistema de endereçamento aos passageiros e área da cabine de comando.

Os sinais são gravados numa fita magnética, protegida contra quaisquer acidentes da aeronave.

**Descrição e localização dos componentes:** - O sistema de gravação de voz é composto de:

- 1) Uma unidade de controle, instalada no painel dianteiro do pedestal;
- 2) Uma unidade gravadora, instalada no cone de cauda;
- 3) Um balizador acústico submarino, instalado no mesmo conjunto da unidade gravadora;
- 4) Um interruptor de impacto, instalado no cone de cauda.



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

Figura 18-71 Localização dos componentes do sistema Gravador de voz

**Unidade de controle** - A unidade de controle provê meios à tripulação de, remotamente, controlar e testar a unidade gravadora de voz e também apagar a gravação, se algumas condições forem satisfeitas.

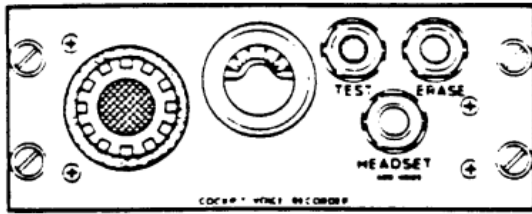
A unidade de controle contém um microfone de área, um indicador de nível de sinal, um "Jack" para fones e interruptores de teste e apagamento da fita.

O microfone de área detecta qualquer ruído da cabine de comando e envia este sinal para a unidade gravadora de voz a fim de ser gravado em uma das quatro pistas.

O medidor indica o nível dos sinais sendo gravados.

Um "Jack" de fone é instalado, a fim de monitorar o sinal de áudio do teste, que é gerado através da unidade gravadora de voz, quando o interruptor TEST é pressionado.

O interruptor de apagamento tem a finalidade de apagar a gravação da fita, depois do voo, quando desejado.



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

Figura 18-72 Unidade de controle

**Unidade gravadora de voz** - A unidade é uma caixa de cor laranja (internacional), para fácil localização do gravador de voz, em caso de acidente da aeronave.

Esta unidade contém uma fita magnética para gravação simultânea, nas quatro pistas, dos últimos 30 minutos de comunicação da aeronave.

A fita é do tipo sem fim (LOOP) e sempre inicia uma regravação depois de decorridos os 30 minutos iniciais.

As quatro pistas disponíveis, recebem sinais da estação do piloto, copiloto, microfone de área e sistema de endereçamento aos passageiros. As pistas estão distribuídas como abaixo indicadas.

CANAL 1 - Sistema de endereçamento aos passageiros (ou observador);

CANAL 2 - Sistema de áudio do copiloto;

CANAL 3 - Sistema de áudio do piloto;

CANAL 4 - Microfone de área.

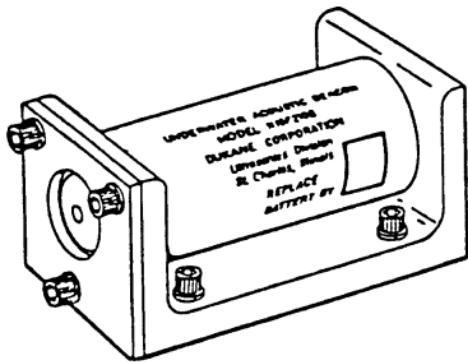
O sistema inicia a gravação destes sinais, sempre que as barras CC são energizadas. Portanto não existe nenhum interruptor (ON/OFF) no sistema de alimentação. Há um disjuntor para proteção dos circuitos internos, assim como um interruptor de impacto, o qual é instalado em série com a alimentação de 28 VCC de entrada, para prevenir o apagamento da fita, após o impacto.

A unidade gravadora de voz suporta um impacto de até 100 Gs e uma temperatura de 1100° C. A unidade não é afetada por água doce ou salgada.

**Balizador acústico submarino** - O balizador acústico submarino está instalado na unidade gravadora de voz, a fim de auxiliar a equipe de busca e salvamento, na localização da unidade gravadora, em caso da aeronave acidentarem-se no mar.

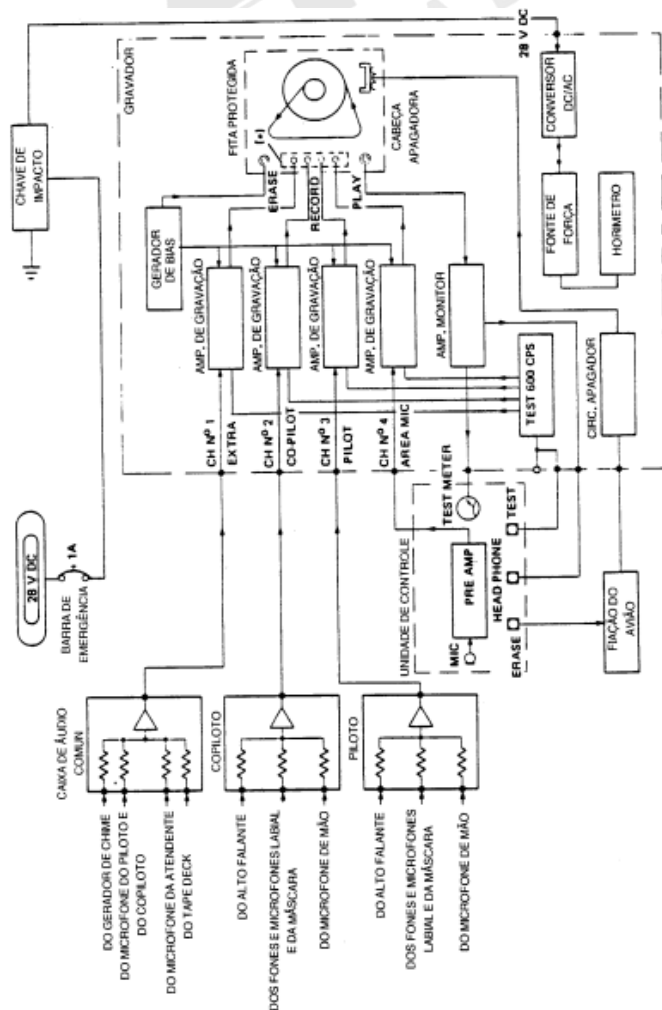
Ele consiste de uma bateria de mercúrio, um módulo eletrônico e um transdutor.

A bateria fornece energia para o módulo eletrônico, por um período de 12 a 30 dias (dependendo do tipo instalado), assim que a unidade entra em contato com a água. O módulo eletrônico, que nada mais é que um oscilador, aciona o transdutor que, por sua vez, produz uma onda acústica de 37 KHz, que pode ser detectada por um sonar, num raio de aproximadamente 2 milhas náuticas.



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

Figura 18-73 Balizador acústico submarino



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

Figura 18-74 Sistema Gravador de voz







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

### MÓDULO III

## **SISTEMAS DE RADIOCOMUNICAÇÃO, TRANSMISSOR DE LOCALIZAÇÃO DE EMERGÊNCIA E SISTEMA DE CHAMADA SELETIVA**

### APRESENTAÇÃO

Caros alunos,

Com o advento da aviação, os sistemas de comunicação tornaram-se ferramentas indispensáveis para o controle, orientação e segurança também deste meio de transporte.

Falaremos aqui sobre os sistemas de radiocomunicação, transmissor de localização de emergência e sistema de chamada seletiva, recursos empregados na aviação e que, juntamente com os demais setores da indústria aeronáutica, tornam este o meio de transporte mais seguro do mundo.

Vamos lá!

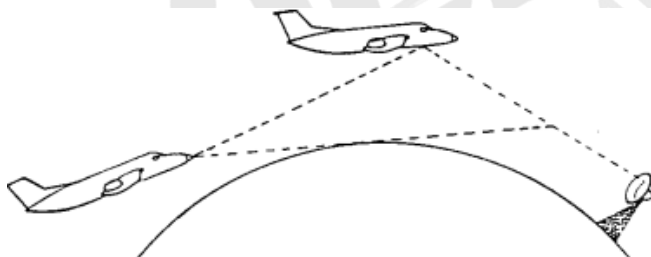
### 3.1 SISTEMAS DE RADIOCOMUNICAÇÃO

#### Sistema de Comunicação em VHF

Normalmente as aeronaves são equipadas com dois sistemas distintos de comunicação em VHF. O sistema VHF opera na faixa de frequência de 118.00 MHz a 135.975 MHz, perfazendo um total de 720 canais, com espaçamento de 25 KHz entre eles.

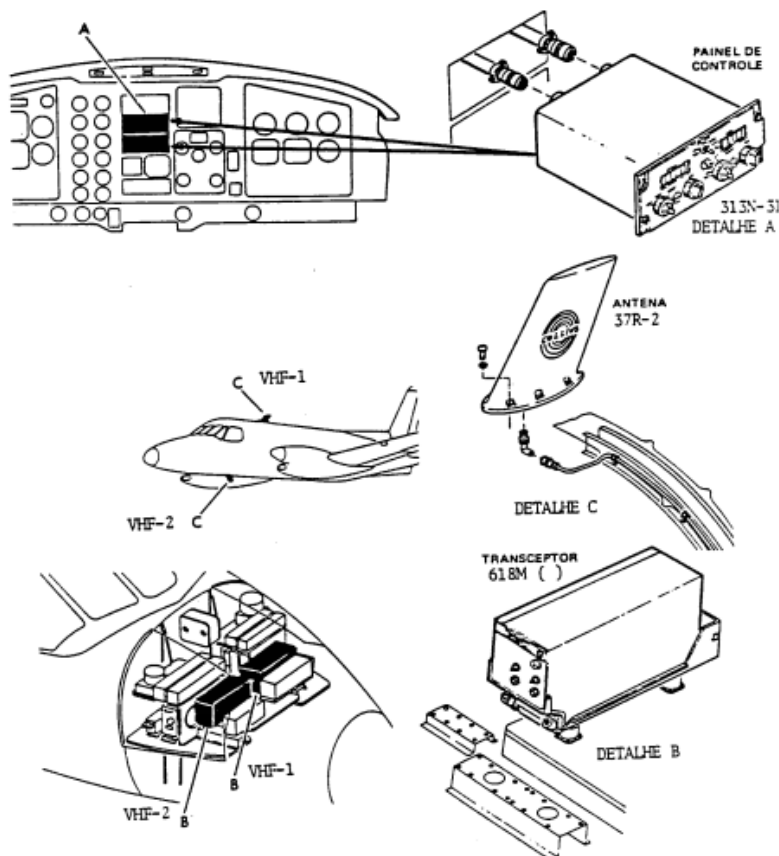
**Descrição e localização dos componentes** - Cada sistema é composto por:

- Um transceptor instalado no compartimento eletrônico;
- Um painel de controle de VHF, instalado no painel principal;
- Uma antena de VHF, instalada na fuselagem.



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

Figura 18-75 Comunicação em VHF



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

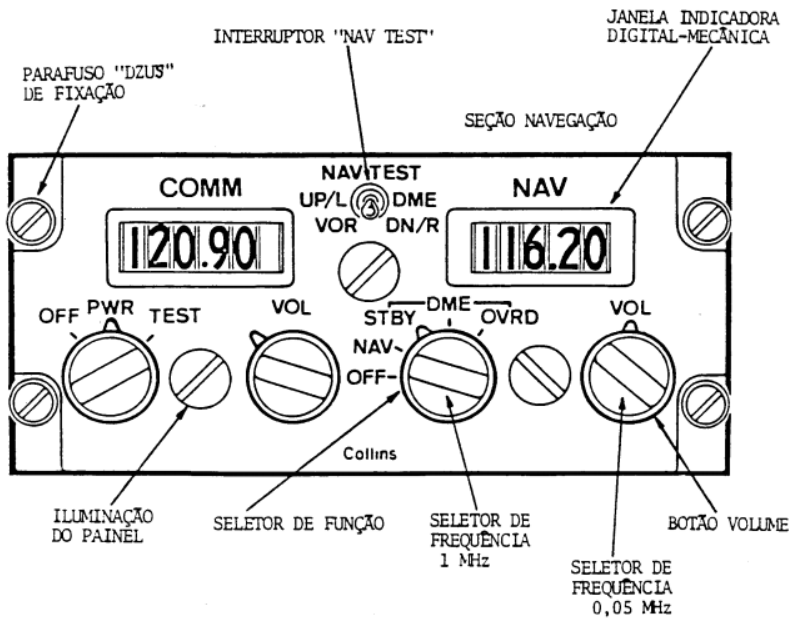
Figura 18-76 Localização dos componentes do sistema VHF

**Painel de controle de VHF** - O painel de controle estabelece e apresenta as condições de operação para todas as funções do transceptor de VHF.

Dependendo da posição, o seletor de função ativa, desativa, ou testa a operação do transceptor.

Cada painel possui os seguintes controles:

- Seletor - Com as posições OFF - PWR - TEST;
- OFF - Desliga o sistema VHF;
- PWR - O sistema é alimentado, permitindo transmissão e recepção;
- TEST - O circuito do abafador (Squelch) é removido, permitindo a recepção de qualquer ruído de fundo no áudio;
- Controle de volume - Permite ajustar o nível de saída de áudio do receptor;
- Chaves seletoras de frequência - A chave da esquerda, concêntrica ao seletor (OFF-PWR-TEST), seleciona as frequências de VHF em intervalos de 1MHz. A chave da direita, concêntrica ao controle de volume, seleciona as frequências de VHF em intervalos de 0.025 MHz. As frequências selecionadas são mostradas na janela indicadora.

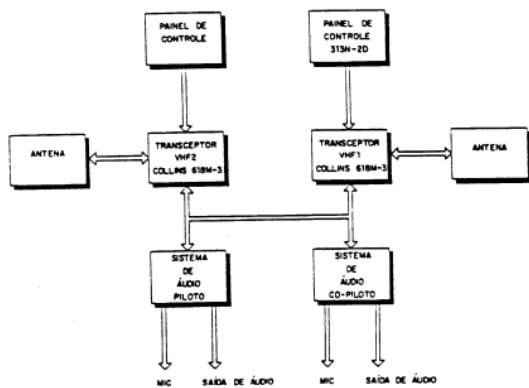
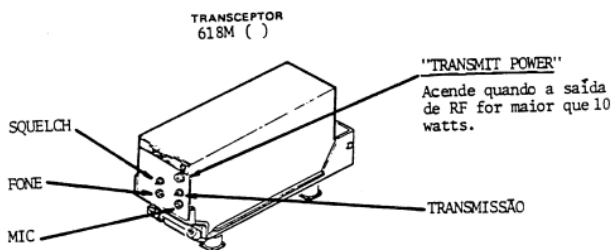


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-77 Painel de controle de VHF

**Transceptor de VHF** - O transceptor de VHF é uma unidade totalmente transistorizada, dispondo de 720 canais para comunicação em voz.

**Antena de VHF** - A antena de VHF é do tipo "Blade". A antena do VHF 1 está instalada na parte superior da fuselagem e a do VHF 2 na parte inferior.



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

Figura 18-78 Transceptor de VHF

Especificações técnicas:

Energia requerida	
Recepção	27,5 VCC 1A max.
Transmissão	27,5 VCC 7A Max.
Frequência	
Faixa	118.00 a 135.95 MHz
Canais	720
Incrementos	25 KHz
F.I.	20 MHz
Modulação	90% AM
Potência de saída	
R.F. nominal	25 Watts
R.F. mínimo	20 Watts
Áudio	10 mW com 30% de modulação
Peso do transceptor	4,99 Kg
Temperatura	-54 a +55°C
Umidade	95%
Altitude	55000 pés
Tempo	
Troca de canal	40 ms max.
Intervalo Rx / Tx	40 ms max.
Impedância	
Saída de antena	52 Ohms
Saída de áudio	600 Ohms
Entrada de áudio	150 (carvão ou dinâmico transistorizado)
Antena 37R-2	
Polarização vertical	52 Ohms
Resposta de áudio	300 a 2500 Hz

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

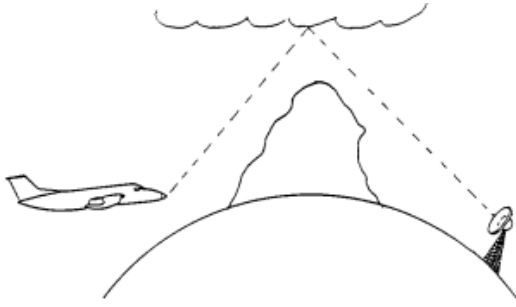
### Sistema de Comunicação HF-230

É um equipamento de bordo que permite comunicação a longa distância através de sinais modulados por voz em AM ou em SSB. Abrange a faixa de frequência de 2 a 29.999 MHz perfazendo um total de 280.000 canais espaçados em 100Hz.

O sistema provê operação simplex, semiduplex ou somente recepção.

As frequências discretas em USB e AM são para operação SIMPLEX somente, ou seja, transmissão e recepção na mesma frequência. Na posição CHAN qualquer um dos 40 canais programados pelo usuário ou um dos 176 canais ITU (International Telecommunication Union) programados, pode ser selecionado.

A sintonia do conjunto HF 230 é totalmente automática, tem uma potência de RF de 100W p.e.p. (potência de envelope de pico).



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

Figura 18-79 Sistema de comunicação HF

### Descrição e localização dos componentes

- O sistema é composto por:

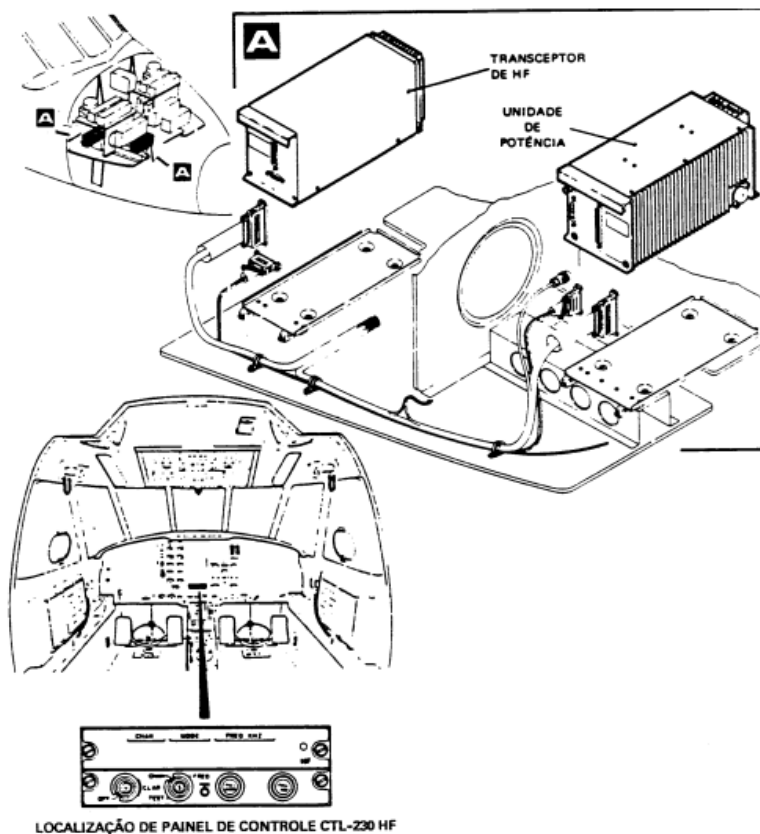
- Um painel de controle de HF, instalado no painel principal;
- Um transceptor de HF, instalado no compartimento eletrônico;
- Um amplificador de potência instalado no compartimento eletrônico;
- Um acoplador automático de antena, instalado no armário elétrico;
- Uma antena, instalada na parte superior da aeronave.

**Painel de controle do HF:** Esse painel é uma unidade fundamentada em um microprocessador que eletricamente varre os interruptores do painel frontal para as informações de modo e frequência / canal, as quais são apresentadas no "display" e provê dados seriados para o transceptor.

O microprocessador, também aplica um pulso para o acoplador sempre que a frequência é trocada ou quando o interruptor FREQ/CHAN é trocado de posição.

O painel de controle CTL-230 possui na sua parte frontal os seguintes controles e indicações:

- Botão CLARIFIER - Este controle permite que o sinal recebido possa ser variado a  $\pm 100$  Hz, quando o sistema estiver operando nas modalidades SSB. O ajuste é feito para o ponto de máxima inteligibilidade do sinal recebido. A função desempenhada por este controle não afeta a recepção em AM e é desativada, durante a transmissão;
- Botão OFF / VOL - Permite ligar e desligar o sistema e controlar o nível de áudio.

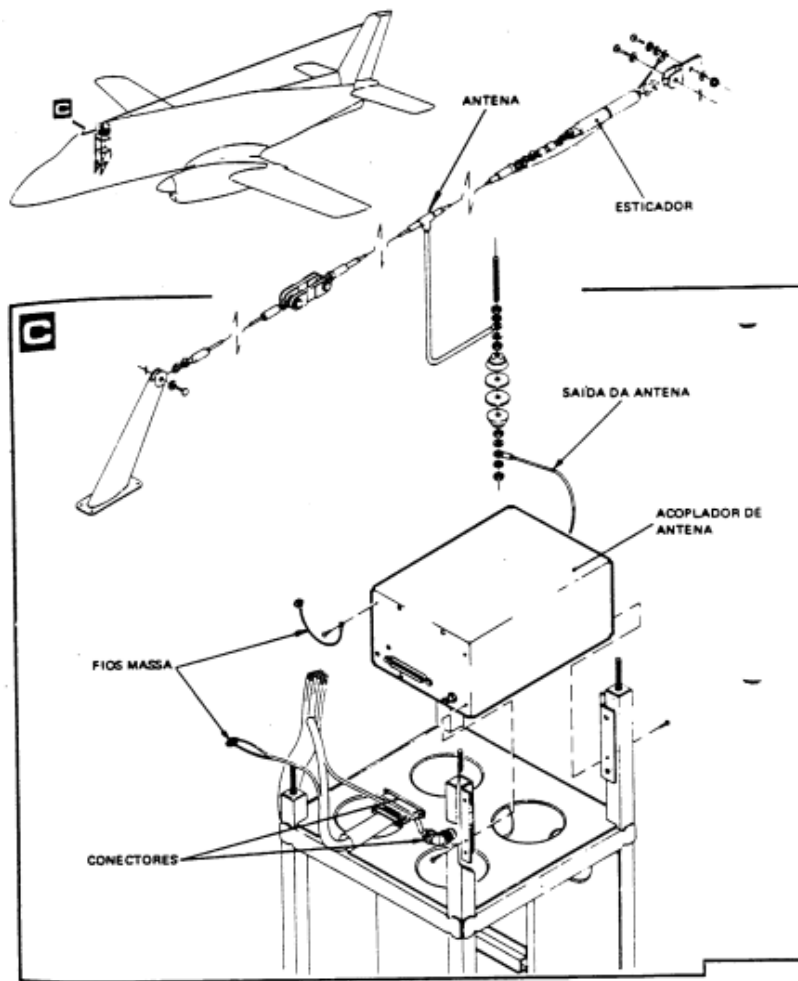


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-80 Localização dos componentes do sistema HF

- Botão SQUELCH / TEST - Com o botão na posição TEST o circuito abafador de ruído é eliminado do circuito áudio do receptor. Nesta posição será ouvido o máximo ruído de fundo (dependendo da posição do botão VOL). Girando-se no sentido horário obtem-se o limiar requerido para recepção em todas as modalidades do sistema;
- Botão CHAN / FREQ - Este interruptor seleciona dois modos de operação: CHAN e FREQ;
- Na posição FREQ, qualquer um dos 280.000 canais pode ser selecionado com incrementos de 100 Hz;
- Na posição CHAN qualquer dos 40 canais programados pelo usuário ou um dos 176 canais ITU programados pode ser selecionado.

Todos os 176 canais ITU são semiduplex, ou seja, transmitem numa frequência e recebe em outra.



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

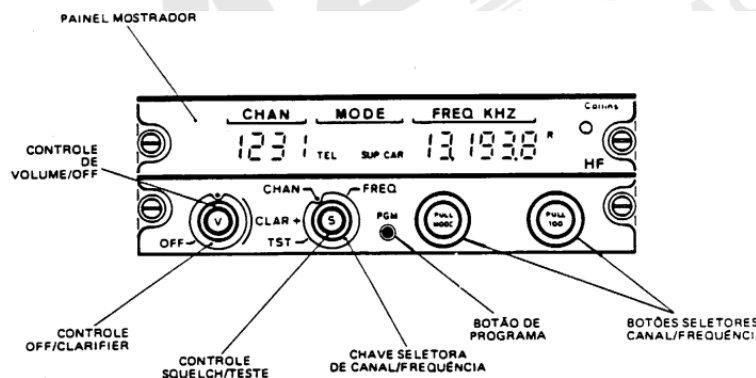
Figura 18-81 Instalação da antena de HF

- Botão de programação (PGM) - É usado para programar os 40 canais, selecionados pelo usuário;
- 1 MHz CONTROL - Montado concentricamente com o controle PULL MODE / 100 kHz, seleciona os dígitos de 1 MHz quando no modo FREQ e os dígitos de centésimo e milésimo quando em CHAN, que correspondem os 2 dígitos indicadores de faixa dos canais ITU, no display CHAN;
- PULL MODE / 100 kHz - Quando pressionado, este controle seleciona os dígitos de 100 kHz no display de frequência, com o controle CHAN / FREQ na posição FREQ. Quando puxado seleciona os modos de operação AM, USB e LSB, quando o controle CHANNEL / FREQUENCY estiver na posição FREQ, se estiver na posição CHANNEL com um canal ITU selecionado, selecionará as modalidades TEL.

Se estiver, com um dos 40 canais selecionados pelo operador, poder-se-á selecionar um dos cinco modos de operação;



- 10 kHz CONTROL - Este controle montado concentricamente com o controle de 100 Hz / 1 kHz, seleciona os dígitos de 10 kHz, quando o controle CHAN / FREQ estiver na posição FREQ. Quando estiver em CHAN, seleciona os dígitos das unidades e das dezenas, que corresponde ao número do canal selecionado no display CHAN;
- CHAN DISPLAY - Mostra o canal de ITU ou os canais programados pelo usuário, quando o sistema estiver posicionado para CHAN. Quando em FREQ aparecerão traços no display;
- MODE DISPLAY - Mostra o modo de operação do sistema (USB - AM - LSB - TEL SUP CAR ou TEL PLT CAR);
- FREQ kHz DISPLAY - Mostra a frequência de operação e os indicadores de recepção (R) ou transmissão (T);



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

Figura 18-82 Painel de controle do HF

- Transceptor de HF - Faz parte do sistema de comunicação, o qual opera na faixa de frequência de 2 a 29.999 MHz, perfazendo um total de 280.000 canais com espaçamento de 100 Hz.
- Amplificador de potência - A finalidade do amplificador de potência é fornecer amplificação de HF capaz de produzir uma potência de 100W PEP na saída, a qual corresponde a 25W médio;
- Acoplador Automático de Antena - Este acoplador, fornece o casamento automático de impedância, de várias antenas, de modo a apresentar uma carga resistiva de 50 Ohms ao amplificador de potência.

Esse efeito é conseguido pela detecção de uma amostra do sinal de RF, a fim de determinar sua carga. Então, os controles lógicos internos comutam uma quantidade de impedância e/ou capacitância, capaz de sintonizar o acoplador automático de antena, para o perfeito casamento (de 50 Ohms, com o amplificador de potência).

## Operação do Sistema HF

**Ajuste inicial do sistema** - Assegure-se de que os interruptores estejam em ON e os disjuntores pressionados. Gire o interruptor ON-OFF para a direita e espere 15 minutos (tempo para estabilização de frequência).

**OBS:** Sempre que um novo canal é selecionado, o acoplador de antena estará desalinhado. Isto faz com que a antena fique fora de sintonia para o novo canal selecionado, reduzindo a sensibilidade do receptor. Para evitar a perda de recepção de sinais de menor intensidade, recomenda-se que o PTT seja pressionado momentaneamente para que o acoplador de antena inicie um ciclo de sintonia para o novo canal. O tempo necessário de sintonia é de 5 a 15 segundos, durante os quais um sinal contínuo de 1000 Hz será ouvido nos fones ou alto-falantes. Um segundo após ter completado o ciclo de sintonia, o sinal cessa, indicando que o equipamento está pronto para uso. Caso não haja a sintonia do acoplador em  $\pm 30$  segundos, o tom de 1000 Hz inicia um BIP indicando uma falha do equipamento ou a necessidade da tentativa de um novo ciclo de sintonia.

**Comunicação em voz** - A transmissão ou recepção do sinal de áudio pode ser efetuada na mesma frequência ou em frequências diferentes, dependendo do modo de operação selecionado no painel de HF.

**NOTA:** Se o sintetizador não sintonizar, na frequência selecionada, um tom BIP, será injetado no sistema de áudio e o transmissor será inibido.

Para recepção, o controle individual de volume do sistema de HF, no painel de controle de áudio, deve ser puxado e girado de modo a obter-se um nível de áudio confortável. Gire lentamente para a direita o controle "S", até que o ruído desapareça.

**ATENÇÃO:** Não gire o controle muito rapidamente, o circuito "Squelch" tem uma constante de tempo relativamente larga e se o controle for muito além do ponto correto, poderá resultar no emudecimento dos sinais fracos.

**Seleção de frequência** - A seleção de frequência envolve a chave CHAN / FREQ e o controle de frequência/canal do painel de controle, assim como da programação utilizada e do multiplicador/divisor de frequência do transceptor.

A sintonia direta do painel de controle permite a seleção de qualquer frequência dentro da faixa operacional de 2.0 a 29.999 kHz, com espaçamento de 100 Hz. As linhas

Freq./Data do painel de controle enviam os dados da frequência selecionada em forma seriada ao programador.

A sintonia por canal, no painel de controle, permite a operação de qualquer um dos 40 canais programados pelo operador ou qualquer um dos 176 canais pré-programados pelo fabricante.

As frequências de transmissão e recepção do sistema são fornecidas pelo sintetizador do transceptor.

No modo de sintonia direta, o programador do painel de controle envia dados da frequência selecionada sob a forma seriada para o sintetizador.

No modo de sintonia por canal o painel de controle usa informações armazenadas na memória para enviar ao programador.

Se o sintetizador não estiver locado ao oscilador padrão, um BIP é levado ao sistema de áudio e o transmissor é inibido.

**Programação** - Os 40 canais programados pelo usuário podem ser conseguidos (programados) facilmente em terra como em voo. Todas as informações de programação são armazenadas numa memória não volátil e podem ser facilmente requisitadas, selecionando-se o número do canal desejado.

Há três tipos de programação:

- Semiduplex - Duas frequências diferentes são programadas: uma para recepção e uma para transmissão. Um dos modos disponíveis (LSB, USB, AM, TEL SUP CAR ou TEL PLT CAR) também é atribuído ao canal selecionado. A semiduplex é uma modalidade também utilizada pelas estações de radiotelefonia marítima;
- Simplex - A mesma frequência é programada para recepção e para transmissão. Um dos modos de operação disponíveis (LSB, USB, AM, TEL SUP CAR ou TEL PLT CAR) é também atribuído ao canal selecionado;
- Somente recepção - O usuário programa uma frequência para recepção e a ela atribui um dos modos de operação disponível, mas não programa a frequência de transmissão. Os canais somente para a recepção são usados para escuta de frequência padrão (tempo, horário, informações sobre estações OMEGA, estações de BROADCASTS, para alerta a geofísica).

## Procedimentos de Programação

### Modo Simplex

a) Com o sistema energizado, certifique-se de que o seletor CHAN / FREQ esteja posicionado em CHAN;

b) Gire o seletor externo, da esquerda, até que um dos canais (1 a 40) apareça no lado direito do display de CHAN. Em seguida, opere o seletor externo da direita, a fim de selecionar o número do canal desejado;

c) Pressione o botão PGM uma vez, a fim de dar início à sequência de programação. Todo display FREQ kHz, começa a piscar lentamente.

Selecione a frequência de operação através dos quatro seletores de frequência. Este procedimento é idêntico ao descrito anteriormente para sintonia se sua frequência discreta. A frequência selecionada aparecerá no display. Em seguida selecione o modo de operação desejado, puxando o botão PULL MODE e girando-o até que o modo de operação desejado apareça no display.

Com a frequência e modo desejado sendo mostrados, pressione o botão PGM uma vez mais, a fim de armazenar os dados. O display do CTL ficará apagado por um curto espaço de tempo, confirmando o armazenamento dos dados.

Quando o display retornar à sua condição normal, estará piscando mais rapidamente, mostrando a frequência de transmissão (a mesma programada para recepção). A partir deste ponto, há 20 segundos disponíveis para completar a programação.

Se nenhuma modificação for efetuada, a frequência de transmissão torna-se inválida e a programação terá sido somente para a frequência de recepção. Contudo, se o PGM for pressionado uma vez mais, a frequência será armazenada e o display ficará apagado por um curto espaço de tempo, como confirmação do armazenamento.

Em seguida o display volta à sua condição normal, mostrando o número do canal, o modo de operação e a frequência.

Na operação simplex, as frequências de transmissão e recepção são iguais. A frequência de recepção aparece no display, indicada com a letra "R" à direita, até que o microfone seja acionado quando, então, a letra "T" aparecerá a fim de indicar a frequência de transmissão. Se as letras aparecem piscando, é sinal de alguma falha no equipamento.

**Somente para Recepção** - Quando programado um canal somente para recepção, só a frequência de recepção é introduzida e armazenada. Esta programação é semelhante ao do canal simplex, exceto que o botão PGM é pressionado somente uma vez após a entrada da frequência de recepção e do modo de operação.

A programação é encerrada sem entrar com a frequência de transmissão.

Este encerramento pode ser efetuado de um dos seguintes modos:

- a) Esperando 20 segundos;
- b) Ativando o microfone momentaneamente; ou
- c) Posicionando-se para FREQ o controle CHAN/FREQ e, em seguida de volta a CHAN.

Quando somente a recepção for selecionada, os amplificadores de potência e o transmissor ficam automaticamente desativados. Neste caso, mesmo que o microfone seja acionado, nenhum sinal será transmitido. Se o indicador "R" (recepção) piscar no CTL 230, significa que a frequência de recepção da CTL não bate com a do TCR 230, havendo alguma discrepância no equipamento.

**Semiduplex** - Esta operação é possível somente quando o sistema é operado no modo CHAN.

Para programar os canais em "semiduplex", obedecer aos seguintes passos:

- a) Com energia aplicada ao sistema, certifique-se de que o controle CHAN/FREQ seja posicionado em CHAN;
- b) Gire o botão seletor de canais, externo à esquerda, para que apareça um número do canal (de 1 a 40), no display de CHAN à direita.

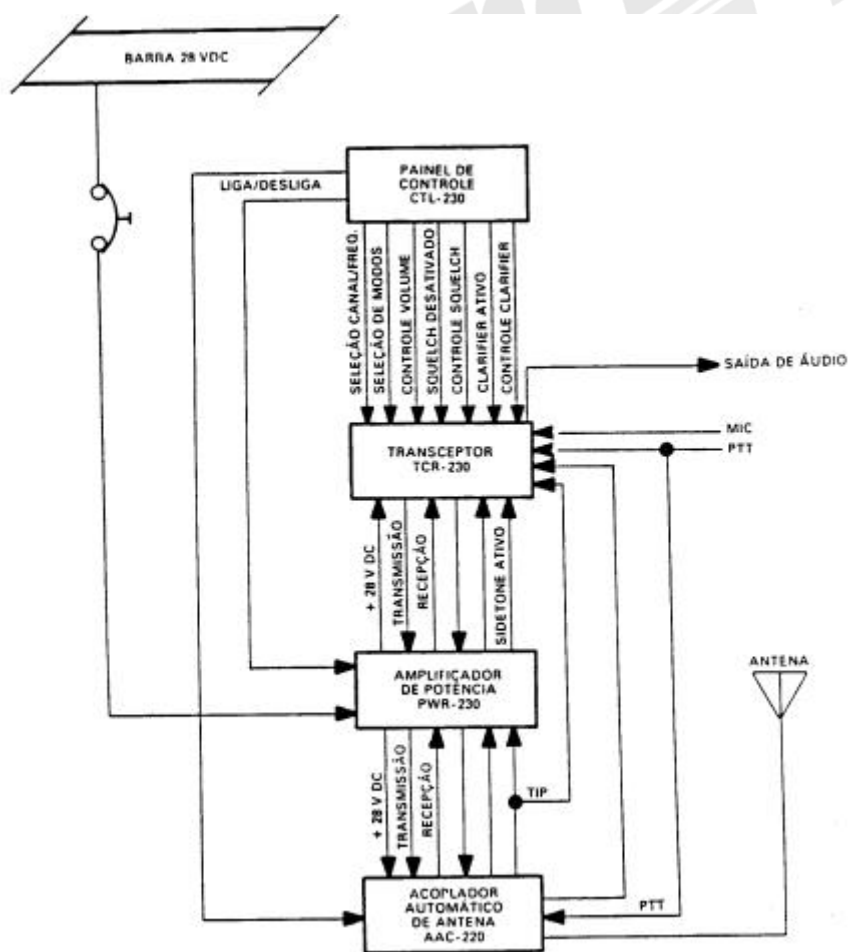
Em seguida use o botão seletor de canais, externo da direita, para conseguir o número do canal desejado a ser programado.

Pressione o botão PGM uma vez, a fim de iniciar a sequência de programação. Neste ponto todo o display (FREQ kHz) começa a piscar lentamente.

Ajuste a frequência desejada para recepção, usando os quatro botões de seleção de frequência e, em seguida, o modo desejado para operação puxando o botão PULL MODE, girando-o até que o modo correto apareça no display. Com a frequência de recepção e o modo desejado sendo mostrado, pressione o botão PGM novamente para armazenar os dados. O display ficará apagado por um curto espaço de tempo confirmando o armazenamento.

Quando o display retornar ao normal, estará piscando mais rapidamente, com a frequência de transmissão sendo mostrada (no início é a mesma frequência que foi programada para a recepção). A partir deste momento, há 20 segundos disponíveis para que seja programada a frequência de transmissão desejada. Se depois de decorridos 20 segundos, não for programada uma frequência para transmissão, aquela que está piscando torna-se inoperante e o equipamento terá sido programado somente para recepção.

Se, ainda não decorridos os 20 segundos, ajuste a frequência de transmissão, usando os quatro botões de seleção de frequência. Este procedimento é igual ao descrito acima, para a frequência de recepção.



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

Figura 18-83 Diagrama de bloco do sistema HF

Agora, com a frequência desejada para transmissão mostrada no display, pressione novamente o botão PGM a fim de armazenar os dados. Como no procedimento anterior, o display ficará apagado por um curto espaço de tempo, confirmando o armazenamento. Em seguida voltará à sua condição normal, com os dados do novo canal (número, modo e frequência de recepção).

Na operação semiduplex, o modo selecionado controlará, tanto a frequência de transmissão, como a de recepção.

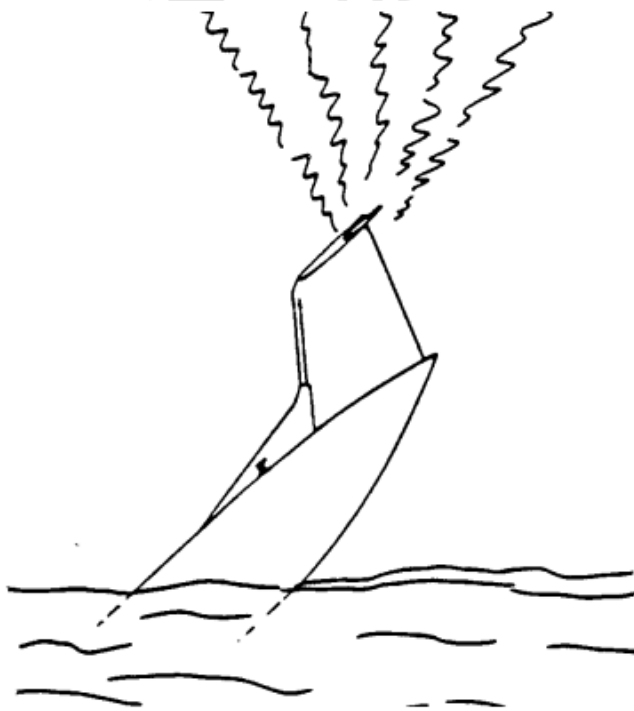
A frequência de recepção é mostrada no display e identificada pela letra "R", até que o microfone seja acionado, ocasião em que a frequência de transmissão passa a ser mostrada e identificada com a letra "T".

Se a letra "T" ou a "R" (conforme o caso) piscar, indica que a frequência do TCR é a mesma selecionada na CTL, logo há uma discrepância no equipamento.

### 3.2 TRANSMISSOR LOCALIZADOR DE EMERGÊNCIA (ELT)

O Transmissor Localizador de Emergência destina-se em casos de emergência, a fornecer uma orientação para busca e salvamento.

O sistema irradia omnidirecionalmente uma portadora de RF modulada em amplitude por um tom cíclico variável e decrescente de 1600 a 300 Hz, nas frequências simultâneas de 121.5 e 243.0 MHz.



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

Figura 18-84 Localização do ELT

**Descrição e localização dos componentes** - O sistema é composto por:

- a) Um transmissor, instalado no cone de cauda;
- b) Uma antena, instalada no cone de cauda;

c) Um interruptor ARM/ON-REARM, instalado no painel principal.

**Transmissor de emergência** - O transmissor localizador de emergência foi projetado a fim de transmitir sinais de frequências de 121.5 e 243.0 MHz, automaticamente, em condições de emergência ou manualmente como pedido de socorro em caso de acidente do avião.

O transmissor de emergência é equipado com um interruptor de três posições (ON - AUTO - OFF), uma bateria e um interruptor de impacto.

O interruptor seletor controla o modo de operação do transmissor. Na posição ON, opera manualmente o equipamento. Em AUTO, a operação será automática, quando o interruptor de impacto sentir uma desaceleração de 5 a 7 G, no sentido da linha de voo. Com o interruptor na posição OFF o sistema estará desativado. Quando ativado, esta unidade pode transmitir por 48 horas contínuas.

**Antena** - Uma antena flexível é conectada ao transmissor através de um cabo coaxial de RF, a fim de irradiar o sinal transmissor.

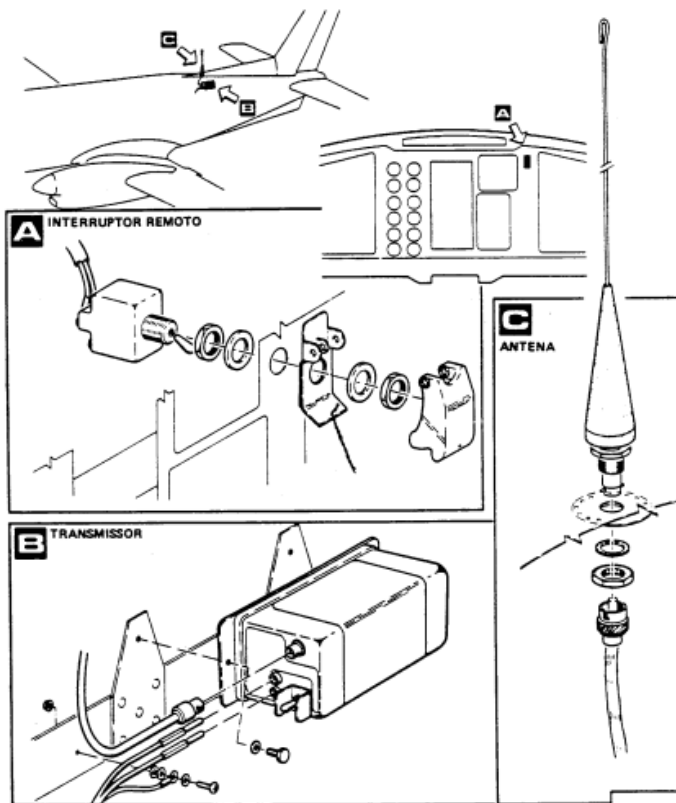
**Interruptor ARM/ON/REARM** - Ele é um interruptor protegido por uma guarda de segurança, montado em um painel, o qual possibilita à tripulação, ligar manualmente o transmissor.

Este interruptor é normalmente conservado na posição ARM, a qual corresponde à posição AUTO do interruptor seletor do transmissor. Se comandado para a posição ON/REARM, ele sobrepuja a posição AUTO do interruptor do transmissor e a transmissão é ativada.

**Operação do sistema** - O transmissor é comandado manual ou automaticamente. No caso de comando manual, aciona-se para a posição LIGA O INTERRUPTOR localizado no painel principal. O comando automático é feito por um acelerômetro, localizado no próprio transmissor, quando a aeronave for submetida a uma força de desaceleração de 5 (+2, -0) G, no sentido de seu eixo longitudinal.

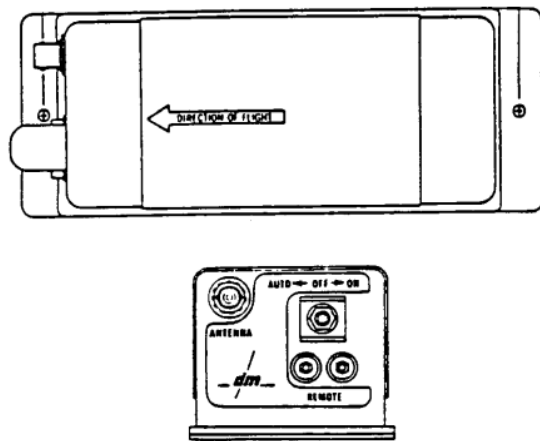
A operação do transmissor de emergência é restrita a condições específicas. Fora destas condições, o transmissor somente poderá ser operado, obedecendo à autorização do DAC.





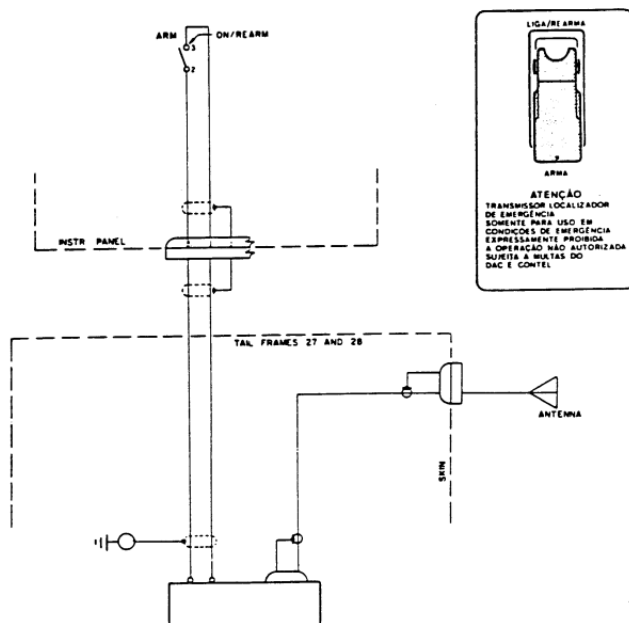
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-85 Componentes do sistema ELT



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

Figura 18-86 Transmissor de emergência



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

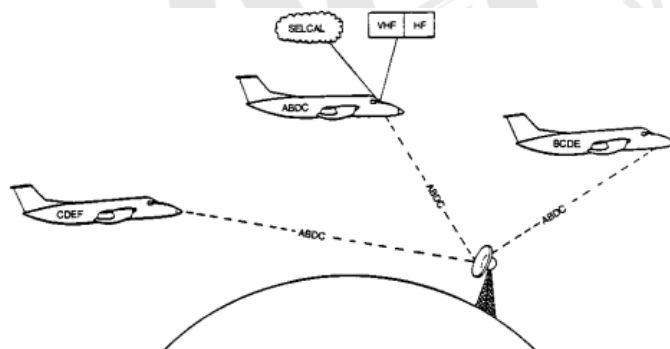
Figura 18-87 Sistema Transmissor de Emergência

### 3.3 SISTEMA DE CHAMADA SELETIVA (SELCAL)

#### Introdução

O Sistema de Chamada Seletiva (SELCAL) possibilita, a uma estação de terra, chamar um avião particular, através do sistema radiocomunicação VHF ou HF, sem a necessidade do piloto monitorar constantemente as frequências de comunicação.

As estações de terra, com equipamentos de transmissão codificados, podem chamar um avião, individualmente, através da transmissão de 4 tons de áudio, modulando uma frequência de VHF ou HF, os quais ativarão uma unidade única decodificadora, que será ajustada a fim de receber esta combinação, em particular.



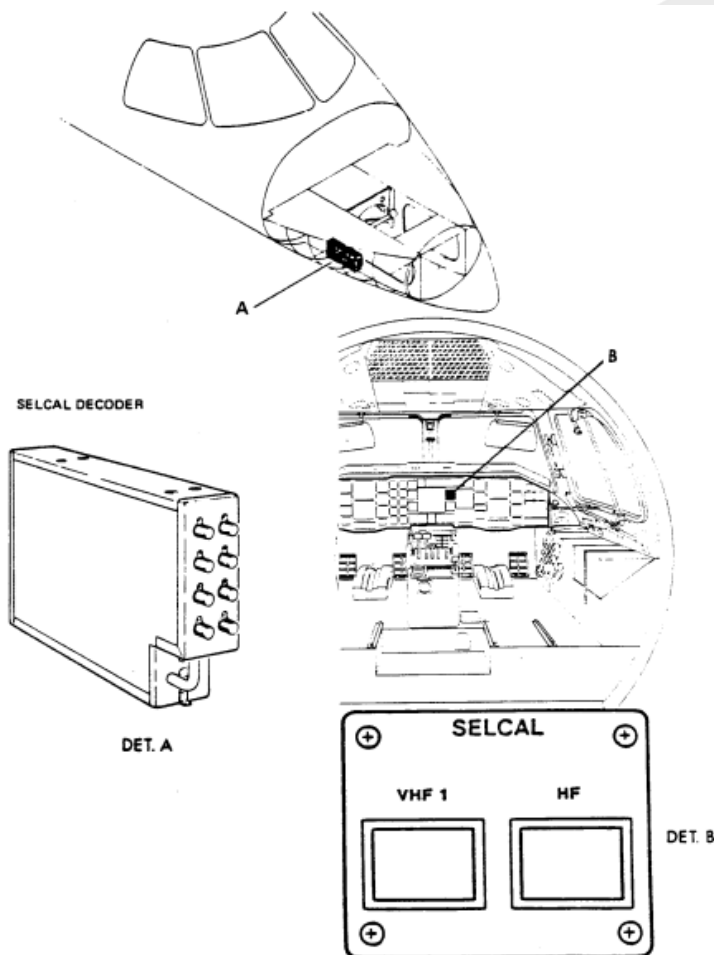
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-88 Comunicação pelo sistema SELCAL

## Localização e Descrição dos Componentes

Um sistema SELCAL, é constituído de:

- 1 - Um decodificador SELCAL, instalado no compartimento eletrônico;
- 2 - Um painel anunciador, instalado no painel principal.



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

Figura 18-89 Localização dos componentes do sistema SELCAL.

**Decodificador SELCAL** - A unidade decodificadora contém dois canais idênticos e independentes. A seleção de código é efetuada por oito seletores rotativos, sendo quatro por canal, instalados na parte frontal da unidade.

Acima de cada seletor há uma janela, onde aparece a letra indicativa da frequência selecionada. A cada letra é atribuída uma frequência de áudio (veja tabela abaixo). Deste modo a combinação das letras, em cada canal, fornece o código selecionado para uma aeronave, em particular, para a qual o decodificador responderá sempre que interrogado.

Letras	Frequências em Hz
A	312.6
B	346.7
C	348.6
D	426.6
E	473.2
F	524.8
G	582.1
H	645.7
J	716.1
K	794.3
L	881.0
M	977.2

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

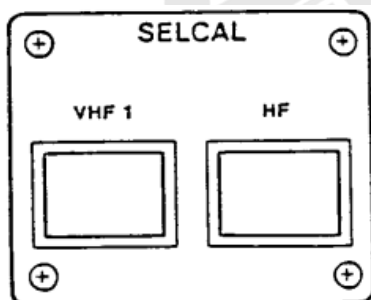
Tabela de Frequência x Código

**Painel anunciador** - O painel anunciador compreende dois botões PUSH BUTTON com inscrições HF e VHF 1 (poderia ser VHF 2 ou VHF 3), que ciclam sempre que o codificador é ativado, por um canal de HF ou VHF, de uma estação de terra.

### Operação do Sistema

Quando um codificador SELCAL, de terra, enviar 4 tons correspondentes ao código do avião que se deseja chamar, o receptor de bordo (HF ou VHF), que deve estar ligado e sincronizado para a frequência de transmissão da estação de terra, amplifica, detecta e envia o sinal recebido, ao decodificador.

Estes códigos são interpretados e se combinam com as frequências dos códigos da unidade decodificadora. Uma luz, no painel anunciador, relacionada ao receptor ativo, cicla e a palavra SELCAL é anunciada na cabine, através da unidade de alarme sonoro.

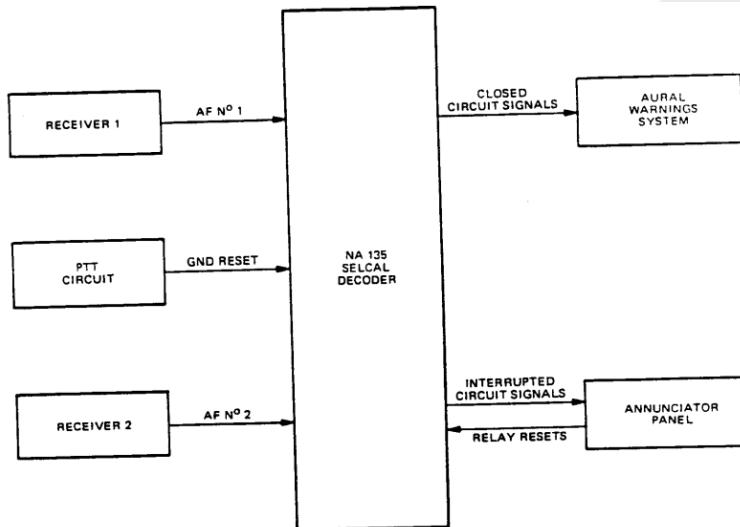


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 18-90 Painel anunciador

O piloto reconhecerá o transmissor, através do qual ele está sendo chamado. Pressionando o botão PUSH - BOTTON ele rearma o canal e seleciona o microfone, no painel de áudio, para iniciar a comunicação entre a aeronave e a estação de terra.

NOTA: Se o piloto pressionar o PTT, antes do botão PUSH-BOTTON, do painel anunciador, o mesmo também será cancelado.



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

Figura 18-91 Diagrama em bloco do sistema SELCAL.



## Referência Bibliográfica

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



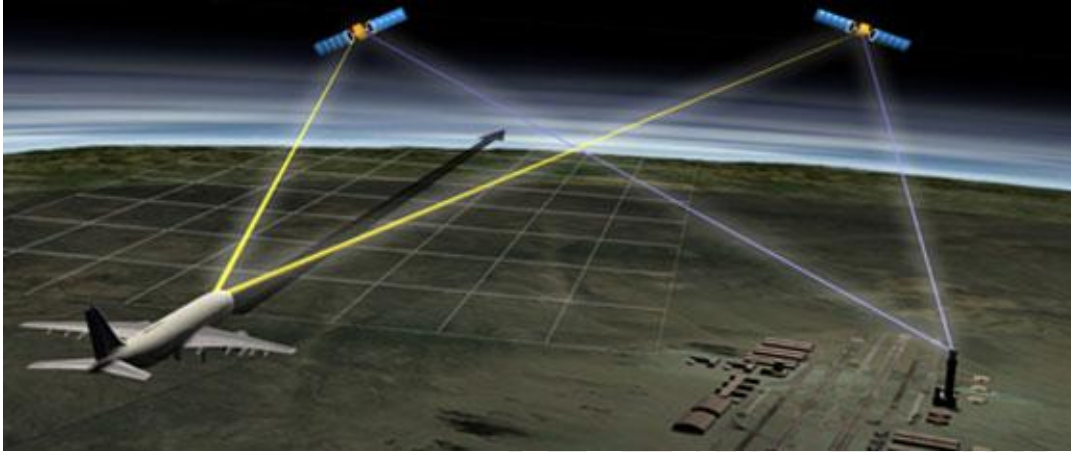
## No Próximo Módulo

Caro aluno,

No próximo módulo iremos estudar os sistemas de navegação.

Você está convidado a seguir comigo.

Vamos lá!



Fonte: [guilbermegeerold.blogspot.com](http://guilbermegeerold.blogspot.com)

## MÓDULO IV

### SISTEMAS DE NAVEGAÇÃO

#### INTRODUÇÃO

Caros alunos,

Voar é um procedimento complexo e exigiu o desenvolvimento de vários sistemas, entre eles, o de navegação aérea.

Esta aventura a que o homem se deu o direito de sonhar, resultou em sofisticados processos, como o que veremos agora.

Vamos lá!?

#### 4.1 SISTEMA ANEMOMÉTRICO

O sistema anemométrico consiste de duas linhas Pitot e de duas linhas estáticas independentes. A finalidade do sistema é o suprimento de pressão estática e dinâmica para os instrumentos e sistemas que operam baseados na pressão atmosférica ou na de impacto de ar.

Os instrumentos e componentes que utilizam o sistema anemométrico são os seguintes:

- Dois velocímetros;
- Dois altímetros;
- Dois indicadores de razão de subida;
- Um indicador duplo de altitude da cabine e pressão diferencial;
- Um sensor de velocidade de piloto automático;
- Um controlador de altitude do diretor de voo.

## **Descrição**

### **Sistema Pitot**

O sistema Pitot consiste de duas linhas de Pitot, um dreno e respectivas tubulações. A linha de pitot esquerda fornece pressão dinâmica para o velocímetro do painel do piloto e para o sensor de velocidade do piloto automático. A linha de Pitot direita fornece pressão dinâmica somente para o velocímetro do painel do copiloto.

Cada linha tem seu tubo de Pitot instalado no lado correspondente na parte superior do nariz do avião. Os tubos possuem resistências elétricas incorporadas para impedir a formação de gelo. Esses elementos aquecedores são controlados pelos pilotos por meio de interruptores situados no painel superior e são comuns também às tomadas estáticas.

Cada linha tem seu dreno instalado no lado correspondente, na parte inferior do nariz do avião, podendo ser inspecionado e removido através de uma janela de inspeção identificada com a inscrição "Dreno Pitot". Consiste de uma pequena garrafa de plástico transparente, com a finalidade de recolher toda água que penetre na linha correspondente.

### **Sistema Estático**

O avião utiliza dois sistemas estáticos independentes: um para os instrumentos anemométricos do painel do copiloto (altímetro, velocímetro e indicador de razão de subida), outro para os instrumentos anemométricos do painel do piloto e também para o controlador de altitude do sistema diretor de voo. Cada sistema estático possui duas tomadas instaladas, uma em cada lado do avião no início do cone de cauda, logo após a caverna de pressão.

As tomadas dos dois sistemas ficam juntas, sendo que a superior direita é ligada à inferior esquerda e vice-versa. As tomadas estáticas possuem resistências elétricas incorporadas para impedir a formação de gelo.

Esses elementos aquecedores são controlados pelos pilotos por meio de interruptores situados no painel superior e são comuns também aos tubos Pitot.

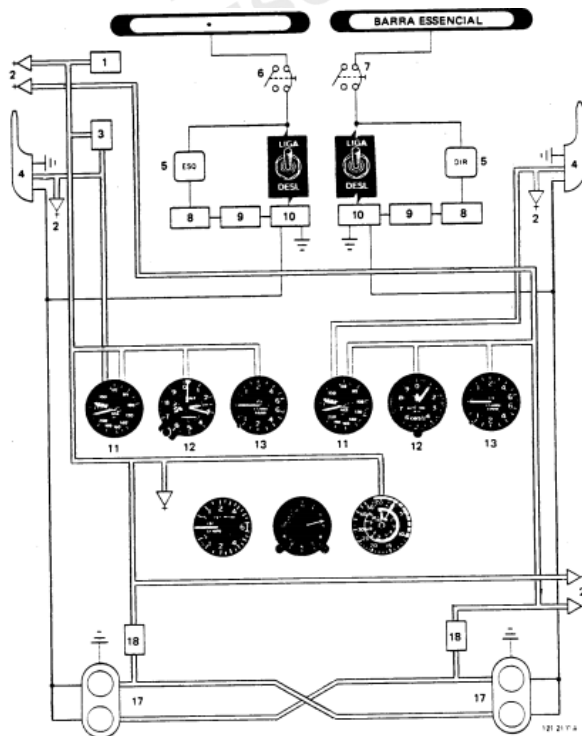
A linha estática esquerda possui três pontos para drenagem, enquanto que a linha direita possui dois pontos, sendo todos idênticos aos existentes nas linhas de Pitot.

As linhas estáticas possuem uma câmara de amortecimento em cada linha, com a finalidade de diminuir o tempo de resposta do sistema, evitando oscilações indesejáveis nas indicações dos instrumentos.

## Operação

Os dois tubos de Pitot fornecem ar sob pressão proporcional à velocidade do avião, aos respectivos velocímetros e também ao sensor de velocidade do piloto automático (somente o esquerdo).

Os dois sistemas estáticos fornecem pressão ambiente para os velocímetros, altímetros e indicadores de razão de subida. O esquerdo fornece também pressão ambiente para o controlador de altitude do sistema diretor de voo.



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

Figura 19-1 Sistemas Pitot e Estático

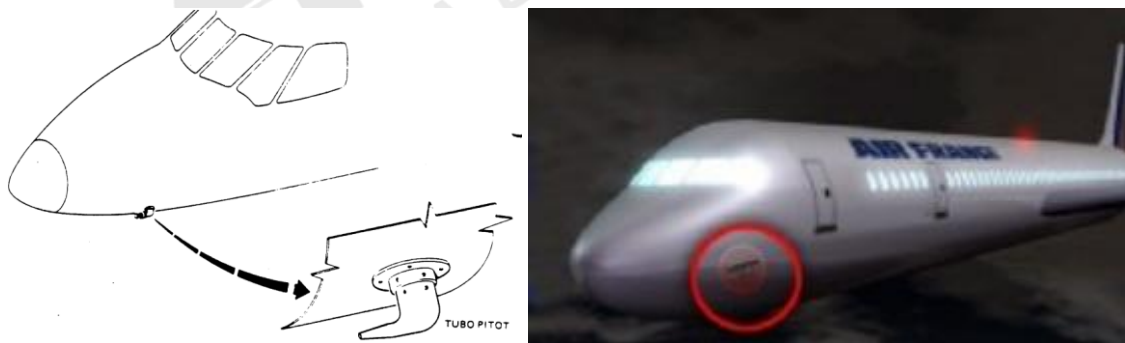


## Sistema Pitot / Estático

O sistema Pitot Estático tem por finalidade sentir e distribuir as pressões estática e dinâmica do ar para os instrumentos que dependam de dados do ar para uma operação precisa.

**Descrição e localização dos componentes** - Dois tubos de pitot, instalados um em cada lado do nariz do avião. Quatro tomadas estáticas instaladas duas em cada lado da fuselagem.

**Pressão Dinâmica** - Com o avião parado, a pressão do pitot é igual à pressão estática. Com o deslocamento do avião, para frente, a pressão do pitot é igual à pressão estática mais a pressão de impacto, que é proporcional à velocidade do avião.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional / [blogs.diariodonordeste.com.br](https://blogs.diariodonordeste.com.br)

Figura 19-2 Localização do tubo de Pitot

O sistema pitot consta de dois tubos, instalados um em cada lado do nariz do avião. Um dos tubos é ligado ao velocímetro do painel do piloto e o outro ao velocímetro do painel do copiloto.

Ambas as ligações possuem, derivações para a drenagem da linha.

Cada tubo de pitot possui, internamente, uma resistência elétrica destinada ao aquecimento para evitar a possibilidade de formação de gelo no tubo.

Os tubos de pitot enviam também informações para o sensor de dados do ar.

**Pressão Estática** - A pressão atmosférica, que circunda o avião, diminui à medida que a altitude aumenta. A fim de medir essa pressão, quatro tomadas, são utilizadas.

As duas tomadas inferiores são ligadas aos instrumentos do painel do piloto e as superiores, ao painel do copiloto e também ao sensor de dados do ar, instalado no compartimento eletrônico.

As tomadas estáticas são dotadas de resistência elétrica para aquecimento, destinado a impedir a formação de gelo.

### Sistema de Instrumentação de Dados do Ar

A instrumentação de dados do ar, tem a finalidade de indicar a velocidade do avião e sua altitude baseando-se em dados atmosféricos.

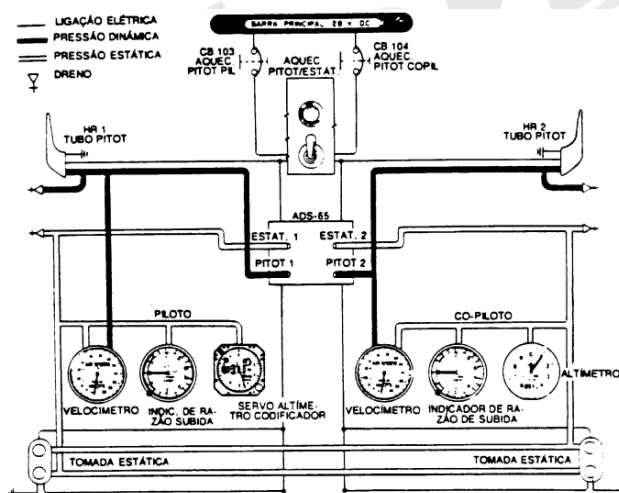
**Descrição e localização dos componentes** - O sistema é composto por:

- Dois velocímetros;
- Dois indicadores de velocidade vertical;
- Um altímetro servo codificador;
- Um altímetro sensitivo;
- Altitude alerta.

Todos os instrumentos estão instalados no painel principal.

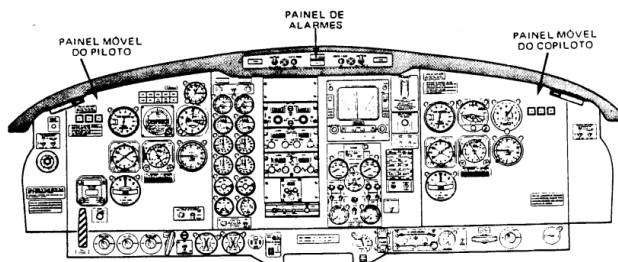
**Velocímetro** - A diferença entre as pressões das linhas estática e dinâmica fornece a indicação da velocidade do ar.

O indicador possui uma cápsula que transforma essa diferença de pressão em movimento de seu ponteiro, em torno de uma escala.



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

Figura 19-3 Pressão estática



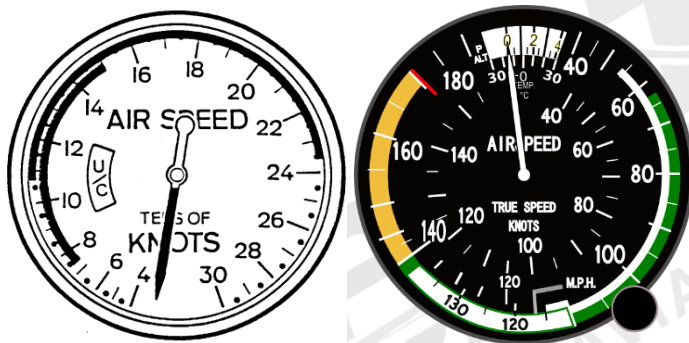
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ [www.excelenciaconsultores.com.br](http://www.excelenciaconsultores.com.br)

Figura 19-3A Painel principal

Possui também, um dispositivo elétrico que aciona internamente uma bandeira com a inscrição UC (Undercarriage), quando a velocidade da aeronave atinge um valor abaixo de 120 nós, com o trem de pouso não travado em baixo.

As marcas de operação no velocímetro são as seguintes:

- Duas radiais vermelhas, uma para  $V_{mca}$  (Velocidade mínima de controle aerodinâmico) em 84 Kt e outra para velocidade máxima de operação em 230 Kt;
- Uma radial azul em 115 Kt para melhor razão de subida monomotor;
- Uma semicircular branca de 72 a 148 Kt para operação com flape;
- Uma semicircular verde de 91 a 230 Kt para operação normal.



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

Figura 19-4 Velocímetro

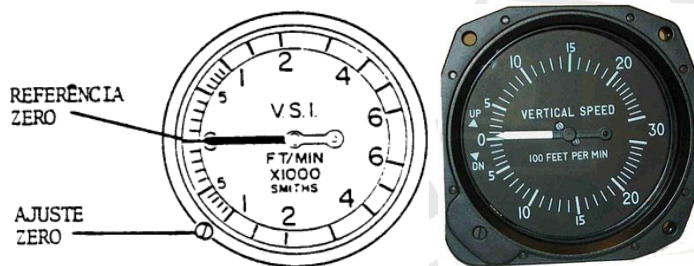
**Indicador de velocidade vertical** - Dois indicadores de velocidade vertical são instalados no painel de instrumentos e recebem pressão das linhas estáticas.

Estes instrumentos indicam a variação de subida ou descida do avião em pés por minuto. Um só ponteiro indica a razão de subida de 0 (zero) a 6.000 pés por minuto quando gira no sentido horário e indica a razão de descida de 0 (zero) a 6.000 pés por minuto quando

gira no sentido anti-horário. Como os outros instrumentos de voo, estes também são em número de dois e cada um está ligado a uma das linhas de pressão estática.

O ponteiro deste instrumento deve permanecer em zero quando o avião está parado ou quando em voo nivelado.

Por razões diversas, sem constituir pane, o ponteiro desloca-se esporadicamente para fora do zero. Para ajustar novamente em zero há, no canto esquerdo do indicador, um parafuso de ajuste.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/sarasotaavionics.com

Figura 19-5 Indicador de velocidade vertical

**Altímetro** - Os altímetros apresentam a altitude barométrica corrigida, indicando as relações entre pressões estáticas e altitudes. Esses altímetros são do tipo indicação por ponteiro. Eles incorporam um botão que seleciona a pressão barométrica, indicada em polegadas de mercúrio e em milibares.

Dois altímetros são instalados: servo codificador e sensitivo.

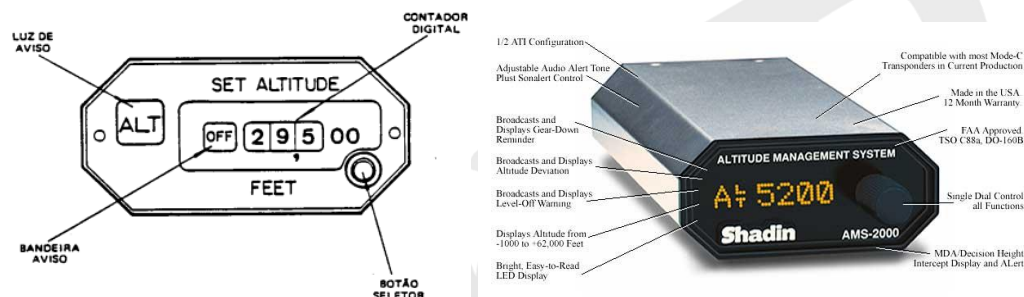
**Alerta de altitude** - O sistema de alerta de altitude fornece sinais audíveis e visuais a fim de alertar o piloto quanto à aproximação ou afastamento de uma altitude pré-selecionada.

O sistema constitui-se de um painel alerta de altitude, instalado no painel de alarmes (painel pala).

O sistema de alerta de altitude possui os seguintes controles e fornece as seguintes indicações:

- Botão seletor - Permite a pré-seleção de altitude, na faixa de 0 a 43.000 pés, em incrementos de 100 pés;
- Contador digital - Indica a altitude pré-selecionada de voo, através de 5 dígitos, sendo que os três primeiros indicam milhares e centenas de pés e os zeros são caracteres fixos;

- Luz de alerta - Traz a inscrição "ALT" e, quando iluminada, indica que o avião aproxima-se ou afasta-se da altitude de voo pré-selecionada;
- Bandeira de alarme - Traz a inscrição "OFF" e, quando visível, indica a perda da alimentação elétrica ou informação de altitude sem validade.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ [www.aircraftspruce.com](http://www.aircraftspruce.com)  
 Figura 19-6 Painel de alerta de altitude

## Operação

O pré-seletor de altitude e o servo altímetro alertam, ao piloto, quando o avião se aproxima ou se afasta de uma altitude de voo pré-selecionada. Ele é energizado desde que as barras de distribuição da aeronave estejam energizadas e o disjuntor correspondente, pressionado. O alerta de altitude recebe informação de altitude do servo altímetro e a compara com a altitude pré-selecionada, a fim de ativar a luz de alerta, e uma buzina instalada acima da janela do piloto.

O sistema de alerta de altitude fornece um alarme visual (luz âmbar com a inscrição "ALT", no painel de alerta de altitude e no servo altímetro) e auditivo, quando o avião atinge um limite de 400 pés, antes da altitude pré-selecionada.

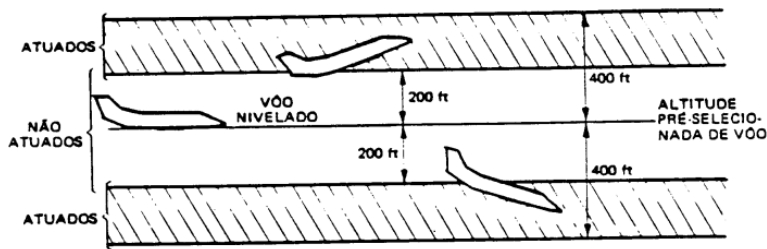
As luzes permanecerão acesas até que o limite de 200 pés seja atingido (momento em que se apagam).

Se o avião não mudar de altitude, passará pela altitude pré-selecionada, quando a diferença será zero e continuará aumentando (a diferença) num outro sentido.

Quando atingir 200 pés, afastando-se da altitude pré-selecionada, as luzes acender-se-ão e a buzina será ativada.

As luzes permanecerão acesas até que o avião retorne para o limite de 200 pés ou seja selecionada uma nova altitude.

O alerta de altitude também fornece um sinal de erro de altitude para o computador do piloto automático.



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

Figura 19-7 Sequência de operação

**Altímetro Servo codificador** - Esse altímetro fornece uma saída codificada de altitude para o "Transponder" e uma saída síncrono para o sistema alerta de altitude.

O potenciômetro de ajuste é acessível pela frente do instrumento. Um ajuste é necessário quando da instalação inicial ou sempre que a indicação da pressão barométrica não coincidir com a elevação do campo.

O altímetro servo codificador possui uma bandeira de cor laranja e não se pode fazer leitura de altitude quando esta bandeira estiver visível.

A presença da bandeira indica perda de energia elétrica ou que o indicador não alcançou uma leitura correspondente à pressão estática. Enquanto a bandeira estiver visível, a ligação comum do digitador estará interrompida, evitando informações errôneas de altitude.

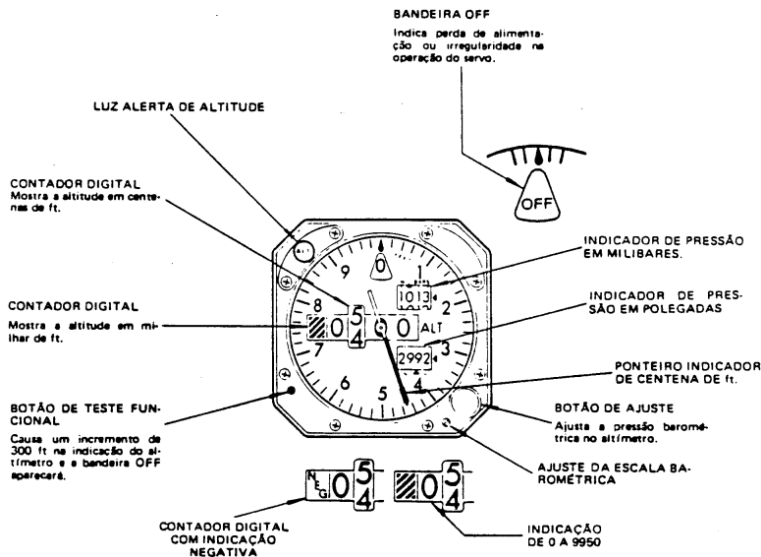
Esta função é automática e não requer nenhuma ação do piloto. Quando a bandeira desaparecer a unidade estará confiável.

**Altímetro sensitivo** - É um instrumento que tem dois ponteiros e um arco branco. Os ponteiros se deslocam sobre o mostrador com as escalas graduadas em pés.

O ponteiro maior indica centenas de pés por divisão e completa uma volta a cada 1.000 pés.

O ponteiro menor indica milhares de pés por divisão e completa uma volta a cada 10.000 pés.

Um botão na parte inferior do instrumento permite que ele seja ajustado à pressão barométrica, cujo valor aparecerá em uma janela na parte inferior do mostrador do instrumento.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-8 Servo altímetro



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-9 Altímetro sensitivo

## 4.2 INSTRUMENTOS DE NAVEGAÇÃO

### Indicador de Atitude de Reserva

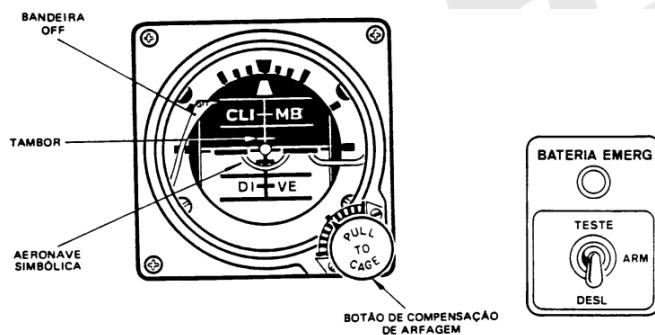
Este instrumento fornece uma indicação visual das atitudes de “ROLL” e “PITCH” do avião. É um sistema substituto para caso de falha do sistema principal e está instalado no painel principal do avião. Este indicador é um giro atuado eletricamente, cuja atitude vertical é mantida por um dispositivo mecânico de ereção e fornece ao piloto as indicações a seguir.

- **Linha do Horizonte** - É uma linha branca que indica a relação entre o horizonte e a atitude de "Pitch" do avião;
- **Ponteiro de "Roll"** - É um ponteiro que indica a atitude de rolamento;
- **Índice de rolamento** - Através de um ponteiro, fornece a indicação do ângulo de rolamento, do avião. O instrumento permite movimento total de rolamento em



360°, em uma escala graduada tanto para a direita como para a esquerda, em intervalos de 10°, até 30° e, em intervalos de 30°, até 90°;

- **Tambor** - O tambor possibilita a leitura de "Roll" ou "Pitch". A área preta indica descida e a azul, subida;
- **Avião miniatura** - Indica atitude de "Roll" e "Pitch", com relação ao horizonte;
- **Botão "Caging"** - Botão para ereção do giro;
- **Bandeira de alarme de Energia Elétrica** - É uma bandeira vermelha que, quando à vista, indica falta de alimentação e giro abaixo da rotação nominal de operação.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-10 Indicador de atitude de reserva

## Operação do Sistema

O indicador de atitude, de reserva, é alimentado pela barra de emergência, mas é também conectado a uma bateria de emergência, a qual assegura operação confiável, pelo menos, por 30 minutos após falha total do sistema de geração de CC da aeronave.

O sistema de ereção mecânica e a velocidade do rotor capacitam ao indicador fornecer informações confiáveis por, no mínimo, 9 minutos após total interrupção de energia.

Com o indicador de atitude de reserva energizado, a bandeira de alarme fica visível e o giro parado numa posição aleatória.

Quando o giro é alimentado, o mecanismo de pressão faz com que o tambor oscile.

O botão de travamento é utilizado para apressar a ereção, estabilizar e travar o giro.

A posição do avião miniatura é ajustada girando-se o botão de travamento em qualquer dos dois sentidos.

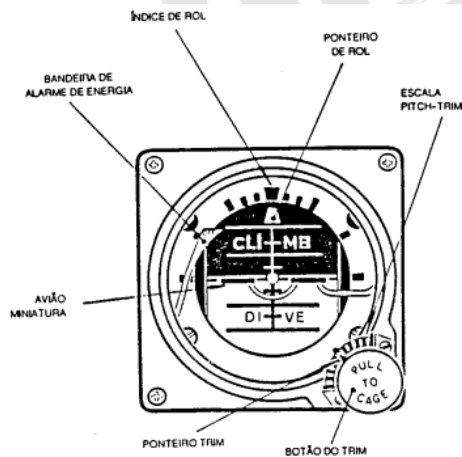
A bandeira de alarme estará visível quando o giro estiver travado ou em caso de interrupção de energia.



O sistema é comandado através do painel "BATERIA EMERG", localizado na parte superior do painel de instrumentos.

O painel possui uma luz indicadora, que acende quando a bateria de emergência está alimentando o indicador de atitude de reserva e um interruptor com as seguintes posições:

- ARM - O sistema fica armado para alimentar os computadores do AHRS e o indicador de atitude de reserva, no caso de tensão da barra de emergência cair abaixo dos valores normais;
- DESL - O sistema da bateria de emergência é desativado. Após o corte dos motores, o interruptor deve ser deixado nesta posição para impedir a descarga da bateria;
- TESTE - A bateria de emergência alimenta os computadores do AHRS e o indicador de atitude de reserva, com ou sem energia na barra de emergência. Para testar a integridade do sistema, a barra de emergência deve estar desenergizada.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-11 Funções do indicador de atitude de reserva

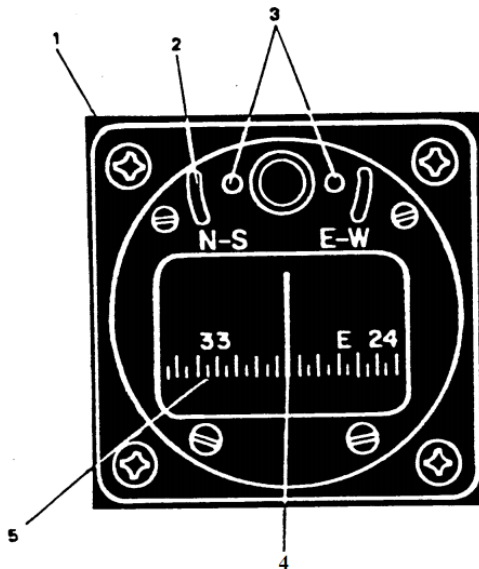
## Bússola Magnética

A bússola magnética indica a proa do avião com respeito ao norte magnético. É utilizada pelos pilotos para uma rápida referência direcional, como auxílio à navegação e está instalada na parte central superior do para-brisa. Sempre que for feita a compensação do sistema AHRS, deverá ser feita a verificação de compensação da bússola magnética, ou vice-versa e, se necessário, compensá-la.

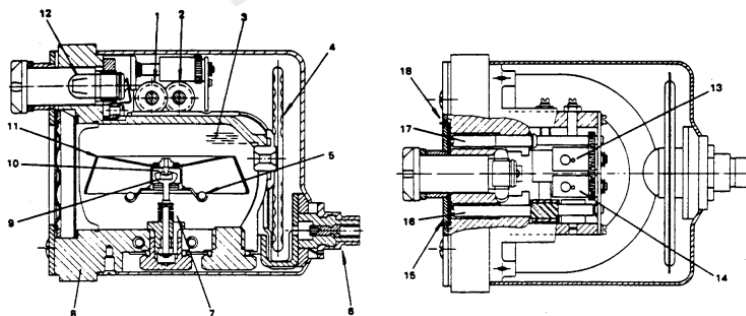
O flange de fixação possui duas fendas que permitem a rotação de dez graus para cada lado.

Estas fendas destinam-se a permitir a ajustagem de posição do eixo da linha de fé da bússola com o eixo longitudinal do avião. Um diafragma interno permite a dilatação do líquido, devida às variações de pressão.

As discrepâncias entre os rumos magnéticos e as indicações obtidas, devem ser marcadas no cartão de correção de 30 em 30°.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-12 Bússola magnética



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-13 Mecanismo da bússola magnética

### Indicador Radiomagnético (RMI)

É um instrumento que fornece indicação de proa magnética, num cartão compasso calibrado cuja leitura é efetuada com referência à linha de fé. Ele recebe dados de VOR e ADF, bem como entrada dos AHRS numa configuração cruzada.

Dois indicadores radiomagnéticos estão instalados no painel principal de instrumentos.

O RMI apresenta um cartão compasso, uma linha de fé, uma bandeira de falha de proa magnética, dois ponteiros (um simples e um duplo) e dois botões de controle dos ponteiros.

- Cartão compasso/Linha de fé - O cartão compasso mostra a proa magnética do avião, lida contra uma linha de fé fixa. A informação de proa magnética, de cada RMI, é fornecida cruzada com o computador do AHRS do lado oposto (AHRS 1 com o RMI 2 e AHRS 2 com o RMI 1).

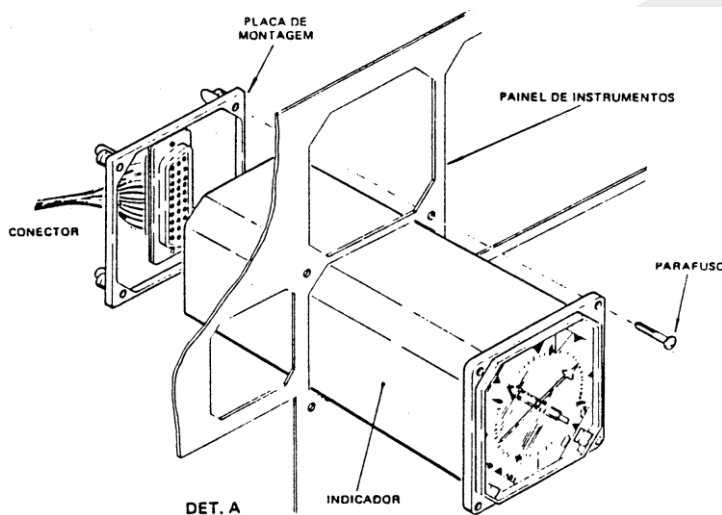
- Bandeira de falha de Proa Magnética - É visível em caso de falha do sincronismo entre o RMI e o computador AHRS, falha de indicação magnética ou falha de energia elétrica no instrumento.

- Ponteiros Simples e Duplo - Ambos podem indicar orientação de ADF ou VOR. Eles indicarão a posição 3 horas nos seguintes casos:

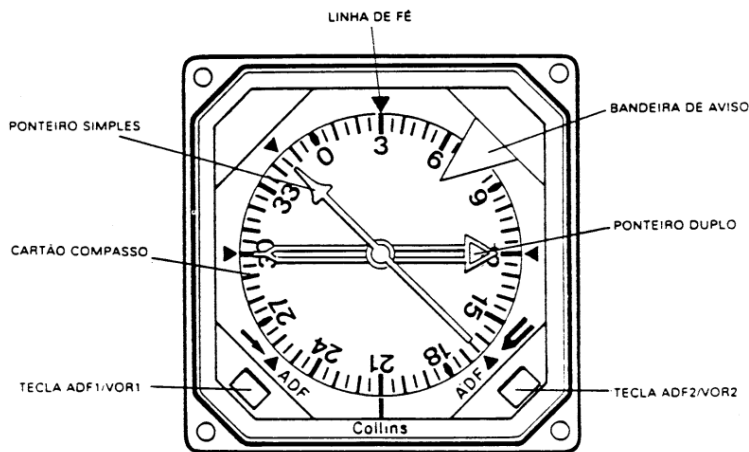
- Falha de ADF;
- Falha ou falta de alimentação no sistema VOR;
- Seleção de uma frequência de ILS.

- Botão do Ponteiro de barra Simples - Seleciona o modo de operação (ADF 1 ou VOR 1), associado ao ponteiro de barra simples.

- Botão do Ponteiro de barra Dupla - Seleciona o modo de operação (ADF 2 ou VOR 2), associado ao ponteiro de barra dupla.



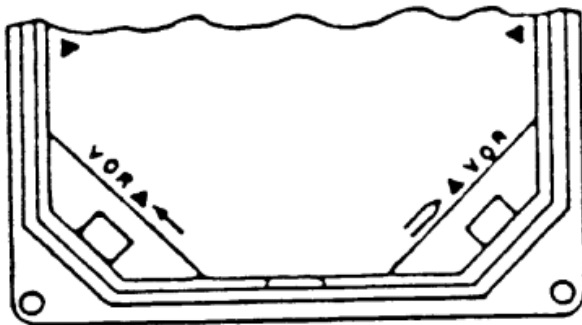
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-14 Instalação do indicador radio-magnético



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-15 Indicador radiomagnético RMI-36

### Operação Típica como VOR

- Energiza os receptores de navegação;
- Selecione um canal de VOR;
- Pressione o botão VOR/ADF a fim de selecionar VOR, no indicador. O ponteiro selecionado indicará a proa relativa do avião para a estação VOR selecionada;
- Se o sinal do VOR não for satisfatório o ponteiro do RMI indicará a posição de 3 horas.

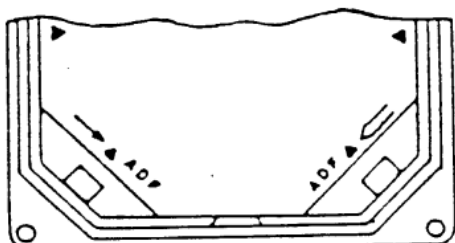


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-16 Comando de operação VOR

### Operação Típica como ADF

- Sintonize a unidade de controle do ADF para a frequência desejada;
- Gire o seletor de função, na unidade de controle do ADF, para a posição ADF;

- Pressione o interruptor VOR / ADF, do RMI, a fim de selecionar ADF, no indicador;
- O ponteiro do RMI indicará a proa relativa para a estação de ADF selecionada. Se o sinal recebido pelo ADF não for satisfatório, o ponteiro do RMI indicará a posição 3 horas.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-17 Comando de operação ADF

### Bússola Magnética C-14

Os sistemas de bússola giromagnética destinam-se a fornecer aos pilotos uma indicação de rumo magnético estabilizado por meio de giroscópio, possuindo também recursos para funcionar com rumo não magnético estabilizado pelo giroscópio e selecionado pelos pilotos.

Possui dois sistemas independentes e idênticos de bússola giromagnética. Cada sistema envia sinais de rumo magnético para um indicador de curso. Estes sinais são repetidos nos indicadores RMI. O indicador RMI do copiloto repete os sinais de rumo magnético do indicador de curso do piloto e vice-versa.

Em algumas versões, os sinais, antes de irem para os Indicadores de Curso e RMIs, passam por um sistema de transferência de Bússola Giromagnética que faz o cruzamento dos mesmos.

O sistema que envia sinais para o indicador de curso do piloto é o que faz parte dos componentes do diretor de voo.

Os componentes exclusivos de cada sistema de bússola giromagnética (Figuras 19-18 e 19) são os seguintes:

- Um detector de fluxo situado na ponta da asa;
- Um conjunto de giroscópio e sincronizador situado no compartimento de bagagem do nariz;
- Um compensador remoto DRC-1 comum aos dois sistemas;
- Um painel de controle.

## Operação

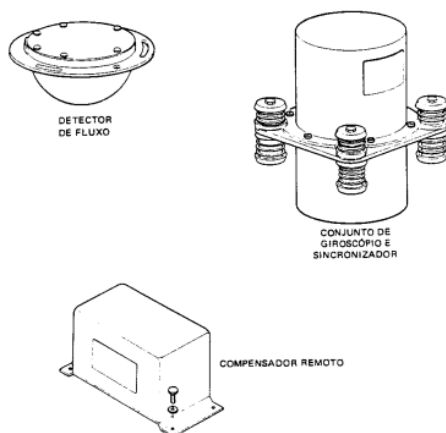
Cada sistema de bússola giromagnética C-14 possui um painel de controle (figura 19-19) por meio do qual o piloto pode desacoplar o giroscópio do detector de fluxo e selecionar um rumo não magnético.

### Com o giroscópio acoplado

- Energizando o sistema, após três minutos o indicador de curso e o RMI correspondente deverá estar indicando o rumo magnético captado pelo detector de fluxo;
- O tempo inicial de sincronização é de 45 segundos no máximo. A sincronização rápida processa-se na razão de 50 graus por minuto, podendo ser verificada desacoplando momentaneamente o giroscópio, mudando o rumo e acoplando novamente.

### Com o giroscópio desacoplado

Com o giroscópio desacoplado, o rumo dado pelo indicador de curso e pelo RMI não será o rumo magnético, podendo ser selecionado por meio do interruptor momentâneo existente no painel de controle.



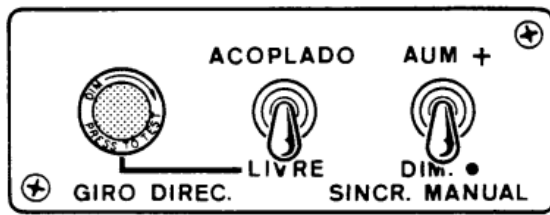
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-18 Componentes da bússola Giromagnética C-14.

### Descrição dos componentes

- **Detector de fluxo** - Capta o componente horizontal do campo magnético da terra e converte a informação em sinal elétrico de referência para o sistema;
- **Conjunto de Giroscópio e Sincronizador** - Consiste realmente de dois conjuntos separados, o do giroscópio e o do sincronizador. O conjunto do giroscópio possui um amplificador, cuja função é mantê-lo acoplado ao rumo magnético captado pela válvula

de fluxo. Os circuitos normal e rápido de acoplamento, bem como os de monitoramento são contidos no conjunto sincronizador, que serve também de suporte para o conjunto de giroscópio;

- **Compensador remoto** - Sua função é compensar os desvios causados no campo magnético sentido pelo detector de fluxo, devido às peças ferromagnéticas existentes nas proximidades do detector. Isto é feito, aplicando quantidades controladas de corrente nas bobinas do detector de fluxo. Esta corrente é controlada por potenciômetros de precisão. Cada compensador tem provisões para compensar dois sistemas independentes.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-19 Painel de controle da Bússola Giromagnética.

### Sistema de Transferência da Bússola Magnética

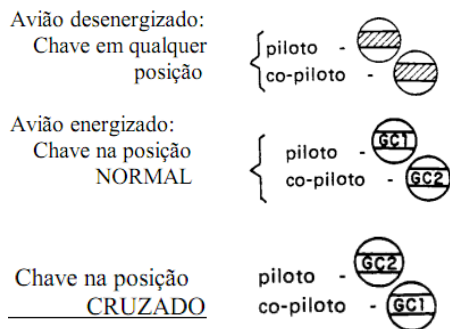
- Os sinais da bússola giromagnética passam por uma caixa de transferência antes de alimentarem os indicadores de curso, indicadores radio magnéticos (RMI) e Piloto Automático;

- O sistema é comandado através da chave "Seletor Bússola Giromagnética" de duas posições, localizada no painel do piloto abaixo do Indicador de Curso, conforme descritas a seguir:

- Posição "Normal" - Nesta posição, o Giro Direcional 1 alimenta o Indicador de Curso do piloto, o RMI do copiloto e o Piloto Automático. O Giro Direcional 2 alimenta o Indicador de Curso do copiloto e o RMI do piloto;

- Posição "Cruzado" - Nesta posição as funções dos Giros são invertidas, passando o Giro 1 a alimentar o Indicador de Curso do copiloto e o RMI do piloto, e o Giro 2 a alimentar o Indicador de Curso do piloto, o RMI do copiloto e o Piloto Automático;

- Cada piloto tem em seu painel um indicador magnético (figura 19-20), sendo que o do piloto está junto com a chave "Seletor Bússola Giromagnética". Os indicadores informam aos pilotos, através das inscrições "GC1" ou "GC2", qual sistema de bússola está alimentando seu Indicador de Curso, como é explicado a seguir.



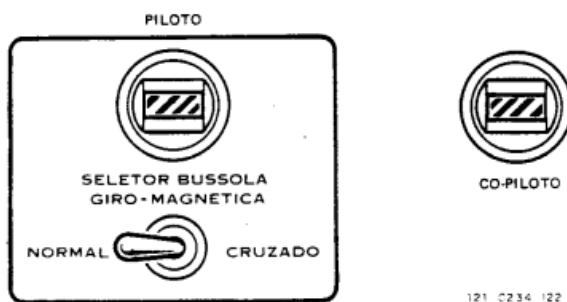
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

### Compensação do Sistema de Bússola Giromagnética C-14

- Depois da remoção, reinstalação ou substituição de um detector de fluxo, ou periodicamente, o sistema deve ser compensado novamente;
- Para uma compensação rigorosa deste sistema, proceda de acordo com os seguintes passos:

NOTA - Antes de executar os ajustes a seguir, todos os componentes e instrumentos do Sistema Diretor de Voo devem estar instalados e os potenciômetros de compensação, no compensador remoto, colocados em suas posições centrais (metade do curso).

- A válvula de fluxo deve ser substituída, caso não funcione satisfatoriamente ao ser verificado quanto a desvio magnético, erro de índice ou compensação adequada.



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

Figura 19-20 Chave de transferência da Bússola Giromagnética e os indicadores magnéticos.

**ADVERTÊNCIA** - Para fazer o teste de continuidade na válvula de fluxo, use o verificador de continuidade T321188 ou similar, isto evitará possíveis danos nas espiras e magnetização do núcleo. Não permita que passe uma corrente maior que 1 miliampère através do elemento sensor da válvula de fluxo, pois esta irá permanentemente magnetizar o elemento e torná-lo inútil. Na escala "R x 100" o multímetro conduzirá uma corrente de 1 miliampère. Mesmo que se vá fazer uma leitura de baixa resistência, não use uma escala menor que "R x 100" no medidor.



Verifique a saída de outros multímetros antes de usá-los como miliamperímetros.

NOTA: Os motores não precisam estar ligados durante este ajuste.

Neste caso, a aeronave é alimentada por uma fonte externa. A viragem no solo poderá ser mais rápida e convenientemente executada com o uso do conjunto calibrador de bússolas MC-1 ou MC-2.

- Coloque a aeronave numa Rosa dos Ventos e dirija a proa para cada um dos quatro pontos cardeais;
- Registre as diferenças de leituras entre o mostrador do indicador de curso e a Rosa dos Ventos, tanto positivas quanto negativas, dependendo se as leituras no mostrador são maiores ou menores que as da Rosa dos Ventos. A cada mudança de direção da proa para os pontos cardeais, espere até que o mostrador se estabilize, antes de fazer as novas leituras;
- Adicione os erros algebricamente e divida por quatro. O resultado é o erro de índice;
- Solte os parafusos que fixam o flange da válvula de fluxo à sua superfície de montagem e gire o flange da unidade para cancelar o erro de índice.

Se o erro for positivo, o flange deve ser girado no sentido anti-horário (dando assim, uma leitura "menos" no flange), como visto por cima da unidade.

Se o erro for negativo, gire o flange no sentido horário (dando uma leitura "mais" no flange). O giro da válvula de fluxo deve ser igual ao erro de índice.

- Aperte os parafusos de fixação e verifique novamente as leituras nos quatro pontos cardeais. Recalcule o erro de índice para se certificar de que este é zero. Caso não seja zero, reajuste o flange da válvula de fluxo até que o erro seja cancelado. Quaisquer erros que ainda permaneçam maiores do que  $\pm 1$  grau, causados por campos magnéticos externos, devem ser anulados usando-se o Compensador Magnético Remoto.

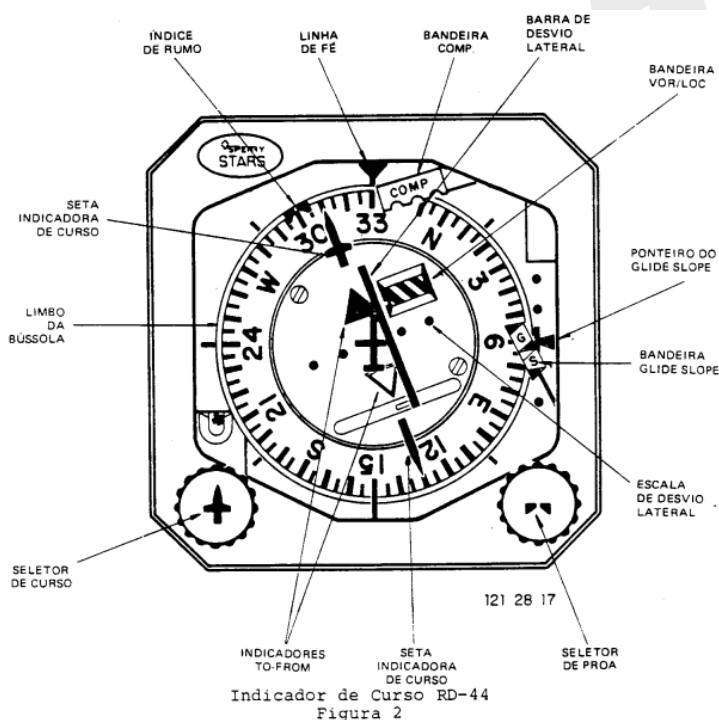
### **Ajustes do Compensador Remoto**

NOTA - Antes de iniciar os ajustes a seguir, no compensador remoto, faça a instalação da válvula de fluxo e o ajuste do erro de índice descrito no item anterior.

- a. Remova a tampa do compensador remoto;
- b. Certifique-se de que os potenciômetros de compensação estejam em suas posições centrais (metade do curso total);

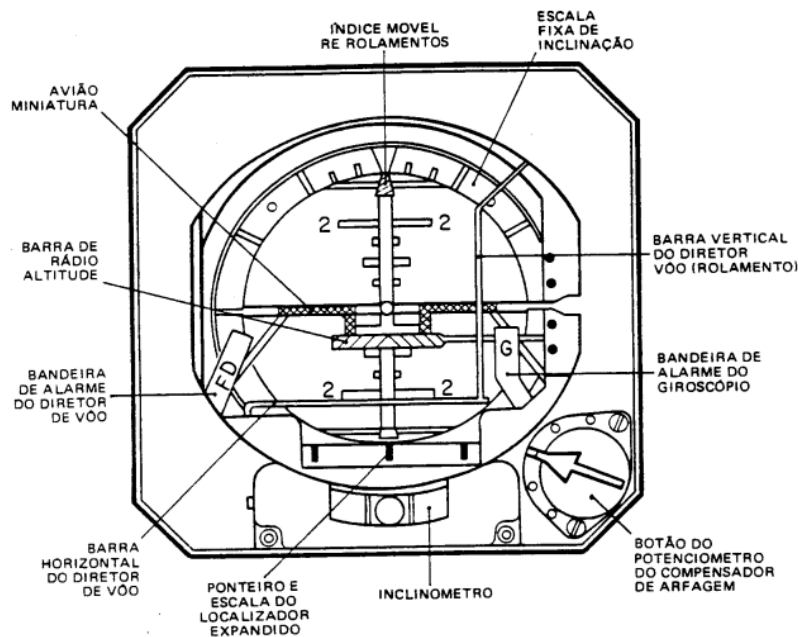
- c. Com o avião na Rosa dos Ventos, dirija o nariz do avião para o ponto cardeal NORTE e deixe que o cartão de bússola do Indicador de Curso se estabilize;
- d. Compense qualquer diferença entre a proa atual e a indicada no Indicador de Curso, soltando a porca-freno e ajustando o potenciômetro N-S no compensador. Aperte a porca-freno;
- e. Repita o item "c", colocando o nariz do avião para o ponto cardeal LESTE;
- f. Repita o item "d", ajustando o potenciômetro E-W;
- g. Repita o item "c", para o ponto cardeal SUL;
- h. Repita o item "d", ajustando o potenciômetro N-S de modo a compensar apenas a metade do erro;
- i. Repita o item "c" para o ponto cardeal OESTE;
- j. Repita o item "h" ajustando o potenciômetro E-W;
- k. Como teste, gire a aeronave em incrementos de 30 graus e anote as leituras do mostrador da bússola. Todas as leituras devem estar, no máximo, a um grau da proa real. Se os erros forem maiores que um grau, repita o ajuste do erro de índice descrito no item anterior, e os ajustes acima, para uma maior precisão.

NOTA - O conjunto Calibrador de Bússola MC-1 ou MC-2 pode ser usado para ajustar o erro de índice e o Compensador Remoto em substituição aos procedimentos descritos acima.



Indicador de Curso RD-44  
Figura 2

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-21 Indicador de Curso RD-44.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-22 Indicador do Diretor de Voo GH-14.

### 4.3 SISTEMA AUTOMÁTICO DE DIREÇÃO

O sistema ADF é projetado para fornecer informações de proa relativa, ou seja, com relação a uma estação de terra sintonizada e a recepção de áudio, para sinais de AM de baixa e média frequência, na faixa de 190 a 1750 kHz.

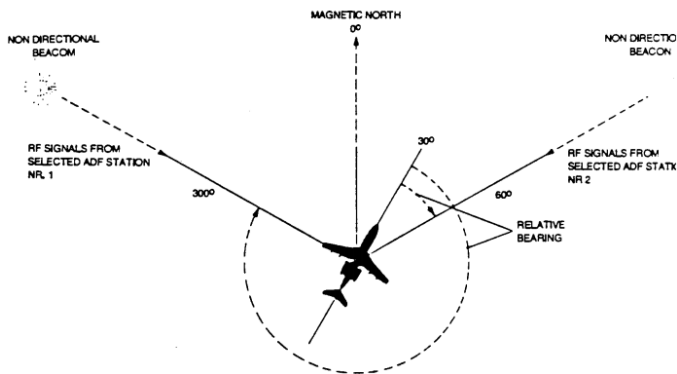
A informação de proa relativa (da estação) é apresentada nos indicadores radio magnéticos (RMI) e nos indicadores de situação horizontal (EHSI).

O conceito de navegação ADF é baseado na habilidade que tem o sistema de bordo, de fornecer indicação de proa, relativa à direção de uma estação de rádio selecionada. Quando o cartão compasso de um RMI indica a proa do avião, a leitura do ponteiro indicador, contra o cartão compasso, fornece a direção magnética para a estação.

A aeronave emprega dois receptores ADF em sistemas independentes, cujas indicações são apresentadas nos indicadores RMI e EHSI.

Os ADFs são usados nas seguintes funções:

- Como radiogoniômetro automático, para fornecer indicações contínuas de marcações magnéticas das estações sintonizadas;
- Como receptores convencionais para permitir a recepção auditiva de sinais modulados em amplitude na faixa de frequência abrangida.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-23 Sistema de navegação ADF

### Descrição e localização dos componentes

Cada sistema é composto por:

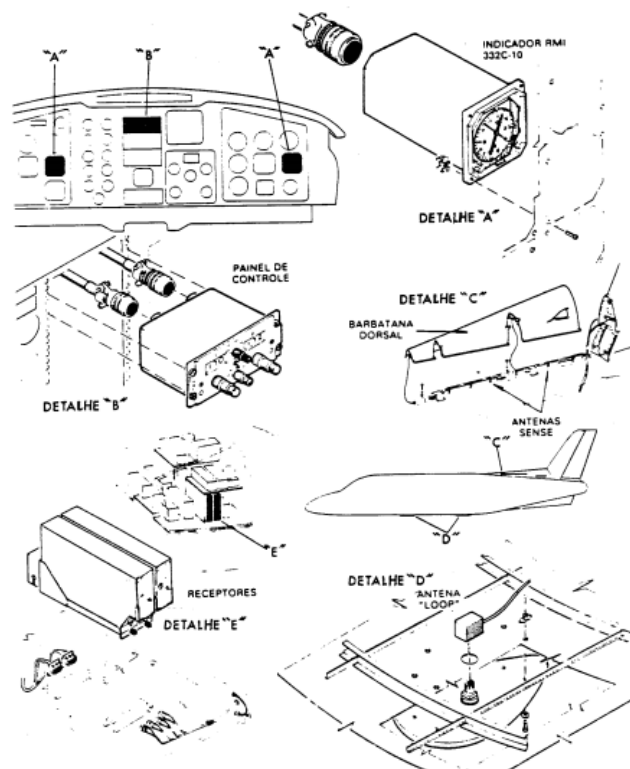
- Um receptor ADF COLLINS 51Y-7, instalado no compartimento eletrônico;
- Um painel de controle COLLINS 614L-13 instalado no painel principal;
- Uma antena LOOP TECNASA ADF-500, instalada na parte inferior da aeronave;
- Uma antena SENSE, instalada na barbatana dorsal da aeronave;
- Dois indicadores radiomagnéticos COLLINS-RMI 36;
- Um corretor quadrantal.

**Receptor de ADF** - O receptor de ADF é do tipo sintonia digital conectado ao painel de controle, através de barras de dados digitais, para seleção de frequências e a antena, a fim de receber informações de RF.

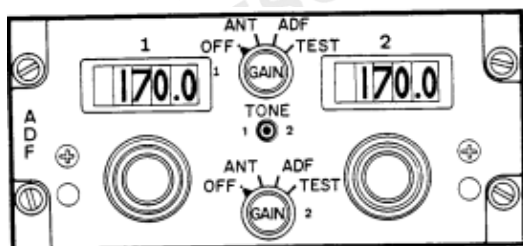
As saídas do receptor são conectadas ao EHSI, RMI e sistema de áudio, do avião a fim de fornecer indicação de proa e identificação em áudio, respectivamente.

**Painel de controle** - Os sistemas ADF1 e ADF2 são comandados por meio de um painel de controle duplo, localizado no painel principal, que possui os seguintes comandos e indicações:

- Seletores de função;
- Controles de ganho (GAIN);
- Seletores de frequência;
- Janelas indicadoras de frequência;
- Interruptor TONE.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-24 Localização dos componentes do sistema ADF.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-25 Painel de controle do ADF

## Descrição e Localização dos componentes

### Seletores de Função

Os seletores de função estão localizados exatamente no centro do painel. São dois interruptores rotativos idênticos, cada um com quatro posições. O interruptor superior controla o ADF1 e o inferior controla o ADF2.

As posições com as respectivas funções são:

- OFF - Desliga o sistema;

- ANT - Liga o receptor à antena SENSE (não direcional). Nesta posição, o sistema funciona como radiorreceptor convencional e é usado também para recepção de sinais auditivos das estações de radiofaixa;
- ADF - Liga o receptor à antena SENSE e à antena LOOP (direcional). Nesta posição, o sistema funciona como radiogoniômetro automático;
- TEST - Nesta posição é acionado o circuito teste do receptor, o ponteiro dos indicadores RMI deverá colocar-se em 45° e um tom de 1020 Hz deverá ser ouvido.

### **Controle de Ganho (GAIN)**

Estes controles permitem ajustar o nível de saída de áudio. Existem dois controles, um para o ADF1 e o outro para o ADF2. Estes controles são botões concêntricos aos seletores de função. O botão superior é o controle de ganho do ADF1 e o botão inferior é o controle de ganho do ADF2.

### **Seletores de Frequência**

São dois conjuntos, cada um formado por três botões concêntricos e estão localizados na parte inferior do painel. O conjunto da esquerda seleciona a frequência do ADF1 e o conjunto da direita seleciona a frequência do ADF2.

Em cada conjunto, o botão externo seleciona a frequência em intervalos de 100 kHz a qual é indicada pelos dois primeiros algarismos da janela indicadora.

O botão intermediário seleciona a frequência em intervalos de 10 kHz, a qual é indicada pelo terceiro algarismo da janela indicadora. O botão interno seleciona a frequência em intervalos de 0,5 kHz, a qual é indicada pelos dois últimos algarismos da janela indicadora.

### **Janelas Indicadoras de Frequência**

Existem duas janelas: a da esquerda indica a frequência do ADF1 e a da direita, a frequência do ADF2.

## **Interruptor TONE**

Este interruptor é usado para a recepção de sinais de CW (não modulados). Na posição 1, um oscilador de 1020 Hz do ADF1 é ligado para modular os sinais de CW recebidos. Na posição 2, é ligado o oscilador de 1020 Hz do ADF2.

Dessa maneira, a recepção audível de sinais CW, só é possível através de um ADF por vez. Durante a recepção CW, um tom de 1020 Hz será ouvido através dos fones ou autofalantes.

## **Antena LOOP**

As antenas LOOP (direcionais) são do tipo TECNASA ADF-500 e estão instaladas na parte inferior da fuselagem.

## **Antenas SENSE**

As antenas SENSE (não direcionais) são montadas na barbatana dorsal do avião, formando um único conjunto.

## **Indicadores Radiomagnéticos**

O avião está equipado com dois RMIs (COLLINS RMI-36), localizados no painel de instrumentos do piloto e do copiloto. Cada RMI possui dois ponteiros. O ponteiro de haste simples indica a estação sintonizada pelo ADF1 ou pelo VOR1 e o ponteiro de haste dupla indica a estação sintonizada pelo ADF2 ou VOR2. Para os indicadores radiomagnéticos que não possuem teclas próprias, a seleção de ADF ou VOR é feita através de duas chaves BRG1 e BRG2, instaladas nos painéis de instrumentos, abaixo de cada RMI.

## **Corretor Quadrantal**

O Corretor Quadrantal QCA 7301 está instalado entre o receptor ADF1 e a antena LOOP do ADF1 para corrigir as informações da antena ao receptor, devido ao comprimento do cabo coaxial.

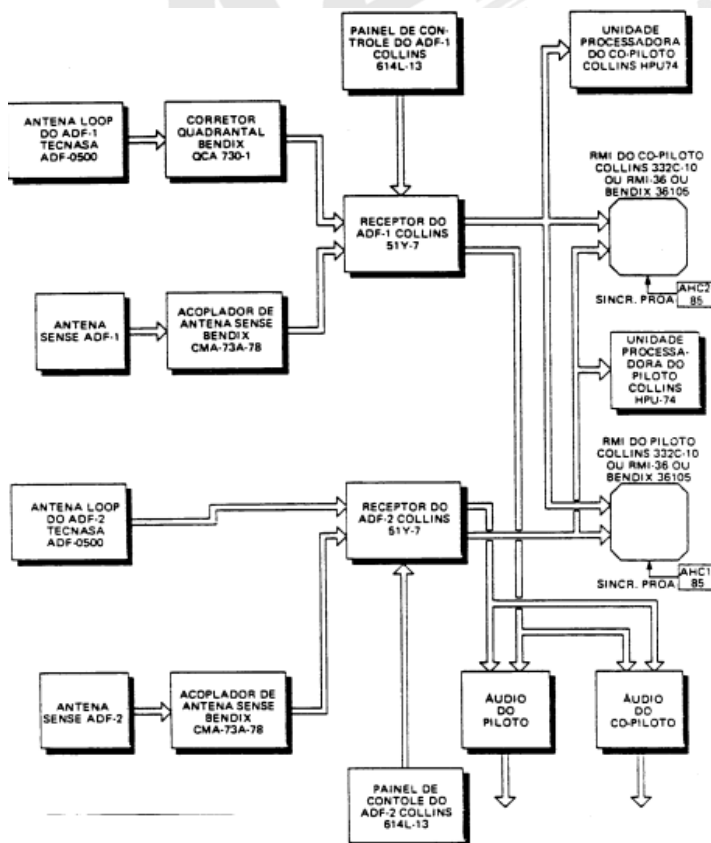
## Operação do Sistema

Os sinais da estação de terra são recebidos através das antenas SENSE e LOOP e são enviados ao receptor. O receptor fornece informações de proa relativas à estação sintonizada, nos indicadores.

O sistema envia as seguintes informações:

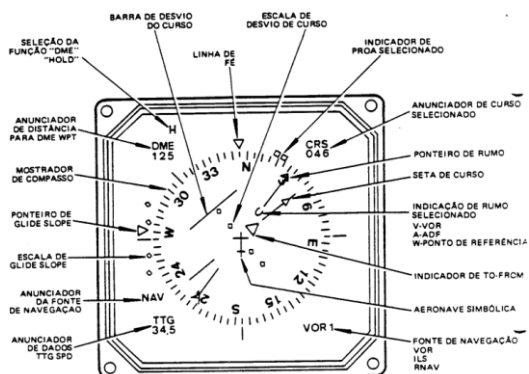
- Saída de sinal SEM / COS para o RMI;
- Saída de sinal SEM / COS para o sistema EHSI;
- Saída de áudio, para o sistema de áudio do avião.

O painel de controle proporciona a seleção de frequência e de modo de operação e transfere dados para o receptor.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-26 Diagrama bloco do sistema ADF. 19-19





Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/picturesaviation.blogspot.com  
 Figura 19-27 Indicador EHSI

#### 4.4 SISTEMA VOR / LOC GS MB

VOR / LOC a função básica do VOR (VHF - OMNIDIRECTIONAL RANGE) é fornecer meios para que seja determinada a posição do avião, com referência a uma estação de terra e, também seguir uma rota em direção à estação ou no afastamento da mesma. Isto é efetuado pela indicação do posicionamento do avião, na radial da estação de VOR selecionada ou determinando-se a radial na qual a aeronave se encontra.

A diferença de fase entre os dois sinais que são gerados pelo VOR (estação de terra) é avaliada de acordo com a direção do avião em relação à estação (de terra), de modo que uma determinada radial é representada por uma diferença de fase.

É gerado um sinal de referência, não direcional, cuja fase é a mesma a qualquer momento e em todas as direções.

O outro sinal apresenta variações de fase a cada instante e em cada direção. Os dois sinais terão a mesma fase somente a zero grau, ou radial norte.

Os sinais de referência são variáveis. São voltagens derivadas da variação (modulação) de 30 Hz, sobre uma RF portadora.

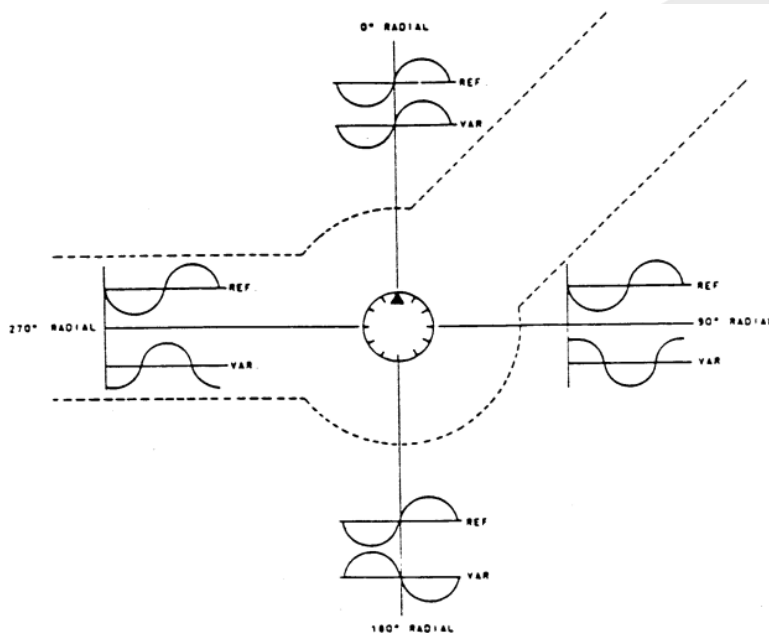
A diferença de fase é indicada no EHSI ou RMI.

ILS - Este sistema proporciona, durante a fase de pouso de um voo, informações para que o avião seja dirigido diretamente para a pista e como descer em um ângulo correto. Para tanto foram projetados um sistema de VHF (orientação horizontal) e um de UHF (orientação vertical).

O LOCALIZER é uma estação que transmite a orientação horizontal para a pista e opera em VHF, na faixa de frequência de 108 a 111.95 MHz, sempre que o decimal for ímpar.

Uma portadora modulada em 90 Hz e 150 Hz é transmitida pela antena, de modo que toda a energia é concentrada em uma faixa estreita, perpendicular à pista.

Um avião voando à direita dessa faixa vertical, recebe um sinal predominante de 150 Hz e, à esquerda, recebe o sinal de 90 Hz. Quando o avião estiver perfeitamente alinhado em direção à pista, os sinais serão nulos.

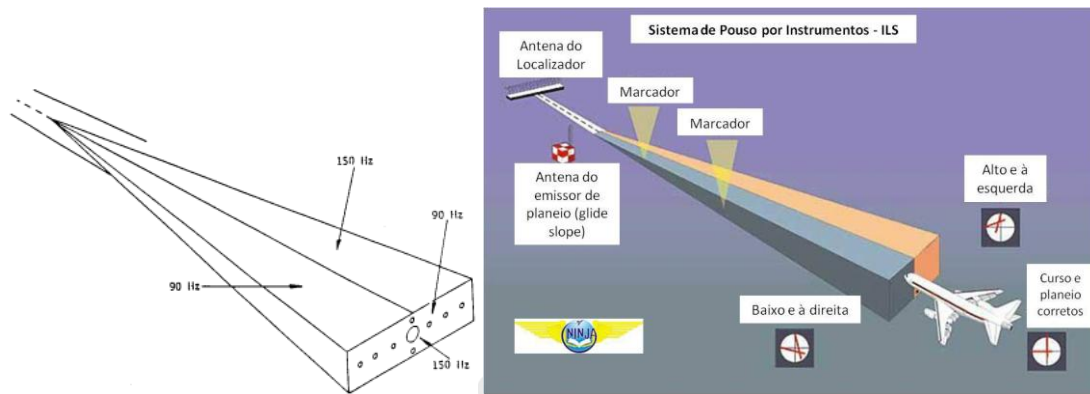


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-28 Determinação de uma radial.

Esta posição relativa, depois de recebida e decodificada, é mostrada na instrumentação de voo com as informações de desvio.

O GLIDESLOPE transmite uma orientação vertical da pista e opera na faixa de frequência de 329.15 a 335.00 MHz irradiando dois sinais modulados, um em 90 Hz e o outro em 150 Hz. Neste caso, a energia transmitida é concentrada numa faixa estreita, que determina a rampa de descida para o avião. Se o avião estiver acima da rampa, recebe a modulação de 90 Hz e, estando abaixo, a de 150 Hz.

Se o avião estiver na rampa correta, os sinais se anulam. Esta posição relativa, depois de recebida, é mostrada na instrumentação de voo com as informações de desvio.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional/ninja-brasil.blogspot.com  
 Figura 19-29 Rampa de descida do ILS.

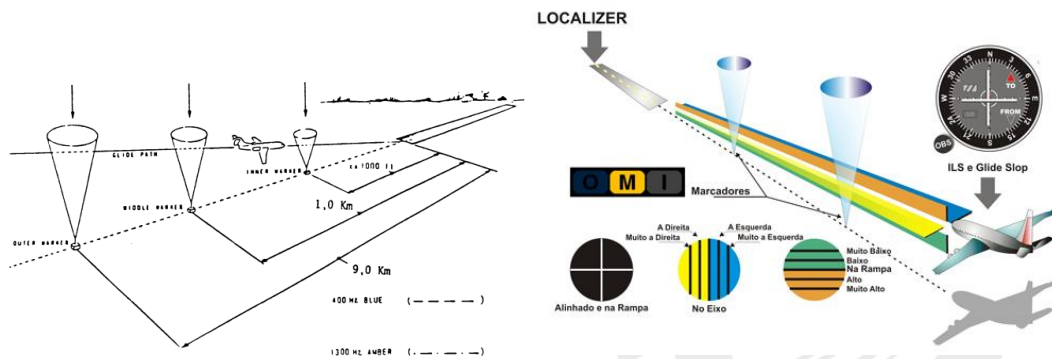
MARKER BEACON - É um sistema constituído de três transmissores alinhados com o eixo da pista. Os três marcadores conhecidos como externo, intermediário e interno, operam numa frequência de 75 MHz, sendo cada portadora modulada por um tom diferente de áudio: 3.000 Hz para o interno, 1300 Hz para o intermediário, e 400 Hz para o externo.

A energia é concentrada segundo um feixe cônico de pequena abertura e, por este motivo, o receptor de bordo só acusa a presença de sinal quando a aeronave estiver bloqueando o respectivo marcador.

Como as distâncias entre os marcadores e a cabeceira de aproximação são padronizadas intencionalmente, os marcadores indicam ao piloto, o progresso da aeronave ao longo da perna final. O equipamento de bordo propicia indicações visuais através de lâmpadas indicadoras de cores distintas e auditivas, por meio de um tom específico para cada modulação.

A correspondência de cores e tons é apresentada a seguir, para cada marcador.

- EXTERNO - Cor azul e tom de 400 Hz, audível em baixo tom e identificado em código Morse, pela emissão contínua de dois traços por segundo;
- INTERMEDIÁRIO - Cor âmbar e tom de 1.300 Hz, audível em tom médio e emite um código Morse, alternando pontos e traços, na razão de 95 unidades (pontos e traços) por minuto;
- INTERNO - Cor branca e tom de 3.000 Hz, audível em tom bem agudo e pontos contínuos em código Morse, na razão de 6 pontos por segundo.

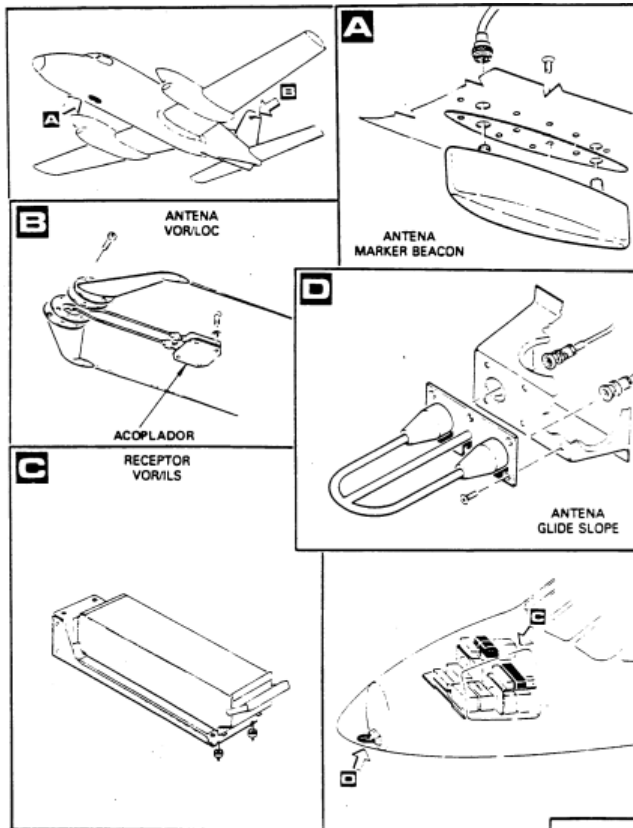


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional / [www.aviacaogeraldotocantins.com.br](http://www.aviacaogeraldotocantins.com.br)  
 Figura 19-30 Marcadores do sistema Marker Beacon

### Localização dos componentes

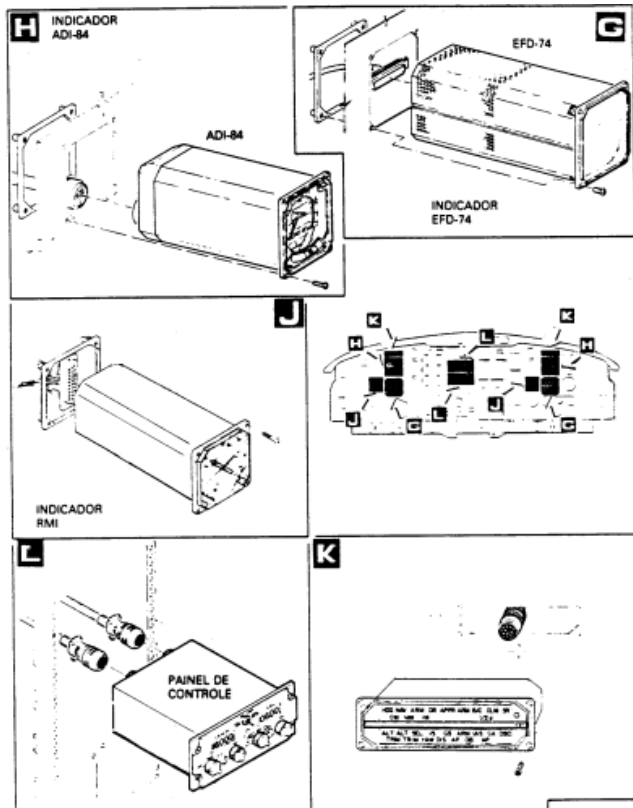
Cada sistema compõe-se de:

- Um painel de controle de VHF / NAV, instalado no painel principal (L);
- Um receptor VOR / ILS / MB, instalado no compartimento eletrônico (C);
- Antena GS instalada sob o radome (D);
- Antena de MB, instalada na parte inferior da fuselagem (A);
- Antena VOR / LOC (B);
- Um indicador ADI-84 (H);
- Um indicador EFD-74 (G);
- Um indicador RMI (J);
- Um anunciador de MB (K);



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

Figura 19-31 Localização dos componentes do sistema VOR / ILS / MB



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

Figura 19-32 Localização dos componentes do sistema VOR / ILS / MB

## Painel de Controle

Cada sistema é controlado por um painel Collins Modelo 313N-2D.

Somente a parte "NAV" do referido painel é usada para o controle do sistema de navegação.

O setor "NAV" do painel de controle possui os seguintes controles e indicações:

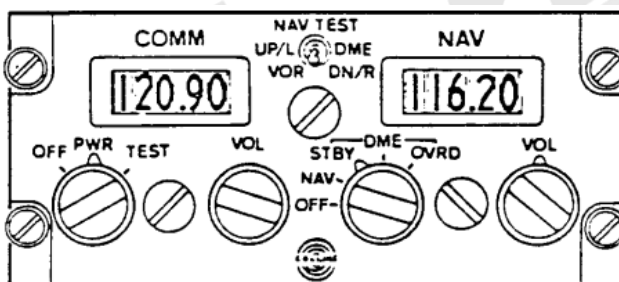
**Chave Seletora de Função** - Essa chave possui cinco posições:

- OFF - Os sistemas VOR/ILS/MB e MDE permanecem desligados;
- NAV - Energiza o receptor VOR/LOC;
- STBY - O sistema de navegação continua em operação e o sistema DME entra em STBY (aquecimento);
- DME - Permite operação normal do receptor DME;
- OVRD - INOPERANTE.

**Chaves Seletoras de Frequência** - São usadas duas chaves, uma à esquerda, concêntrica com a chave seletora de função, que ajusta a frequência em intervalos de 1 MHz. A outra chave, à direita, concêntrica com o comando de volume, ajusta a frequência em intervalos de 0,05 MHz. A frequência selecionada aparece na janela indicadora.

**Comando de volume (VOL)** - Controla o volume de áudio do sistema. Está localizado na extremidade inferior direita do painel de controle e é concêntrica com a chave seletora de frequência de 0,05 MHz.

- Chave NAV / TEST - Permite testar os sistemas VOR / ILS, DME e MB.



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

Figura 19-33 Painel de controle do sistema VOR/ILS/MB

**Receptor VOR / ILS / MB** - O receptor NAV, é uma unidade integrada que contém separadamente, três receptores de navegação para receber e processar sinais de VOR/LOC, GLIDESLOPE e MARKER BEACON.

**Antena VOR/LOC** - É uma antena instalada no estabilizador vertical e consiste de duas partes interligadas através de um acoplador de fase.

**Antena GLIDESLOPE** - É uma antena dupla, instalada no nariz do avião e opera com cada receptor de GS independentemente.

**Antena de MARKER BEACON** - É uma antena instalada na parte inferior da fuselagem, a fim de receber sinais modulados, transmitidos pelo MB.

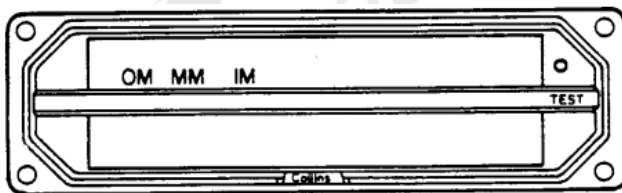
**Indicador ADI-84** - Consultar a seção referente ao sistema de instrumentos de voo.

**Indicador EFD-74** - Consultar a seção referente ao sistema de instrumentos de voo. Ver a Figura 19-22, deste Capítulo.

**Indicador Radiomagnético** - Ver a Figura 19-15, deste Capítulo.

### Anunciador de MARKER BEACON

A indicação de Marker Beacon é apresentada no Anunciador de modos do piloto automático MAP-65.

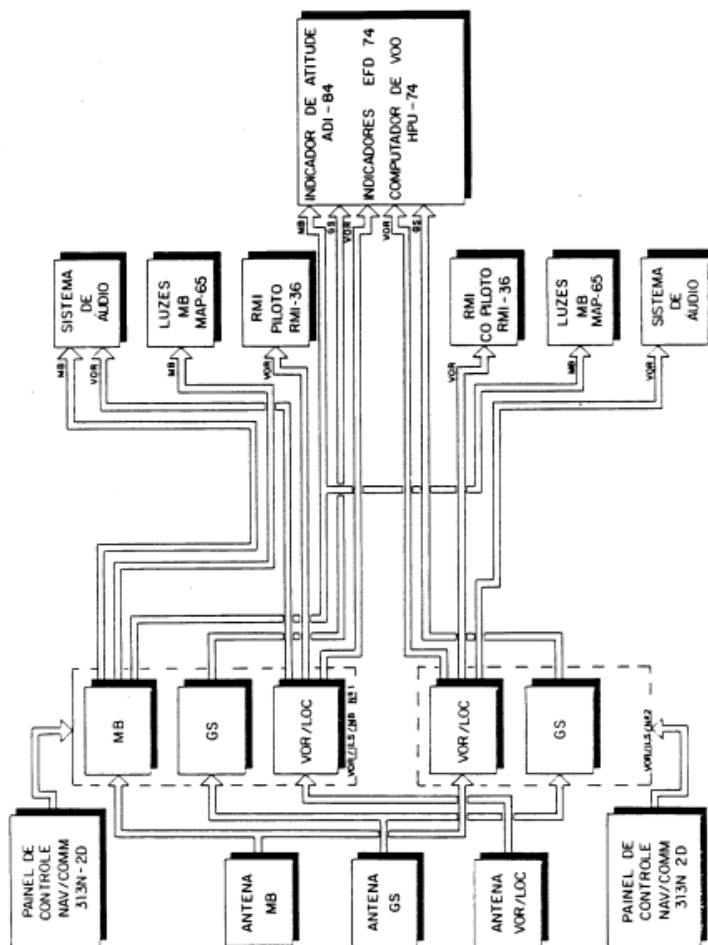


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-34 Luzes do MB (Painel anunciador de modos MAP-65)

### Operação e Teste de VOR / ILS

- Adicione o seletor NAV, no painel de áudio;
- Posicione o seletor de função em NAV, para energizar o sistema;
- Coloque em VOR as teclas seletoras VOR-ADF do RMI correspondente;
- Botão VOL na metade do seu curso;
- Sintonize a frequência desejada, observando os algarismos correspondentes, na medida em que eles aparecem na janela do mostrador;
- Identifique a estação sintonizada através do código Morse;
- Proceda ao teste do sistema do seguinte modo:
  - Posicione manualmente a seta indicadora de rumo em 5° e coloque o seletor NAV/TEST em VOR;

- A bandeira NAV deverá desaparecer;
- A barra de desvio lateral deverá ficar aproximadamente centrada;
- Os ponteiros do RMI e do EFD-74 deverão indicar aproximadamente 5°.



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

Figura 19-35 Diagrama de bloco do sistema VOR/ILS/MB VIR-31A

- As luzes de Marker Beacon deverão ficar acesas e cintilando, no MAP-65;
- Um tom de 3.000 Hz deverá ser ouvido;
- Sintonize uma estação de Localizer e coloque o seletor NAV/TEST em VOR;
- A barra de desvio lateral deverá se deslocar para a direita e a bandeira NAV e GS deverão desaparecer;
- O ponteiro de Glideslope deverá se deslocar aproximadamente um ponto para baixo (Há 5 pontos no indicador);
- As luzes de Marker Beacon deverão piscar no MAM-65;



- Um tom de 3.000 Hz deverá ser ouvido. A bandeira NAV deverá aparecer 1 segundo depois de terminado cada um dos testes (VOR e LOC). Ao ser sintonizada qualquer estação de VOR ou LOC, a bandeira deverá desaparecer. A bandeira do Glideslope deverá aparecer 0,5 segundo depois de terminado o teste de Localizer. Ao ser sintonizada qualquer estação, a mesma deverá desaparecer.

## Especificações do Equipamento

Alimentação: 27 VCC 800ma / 26 VCA 400Hz 2,5 ma.

Faixa de Frequência (VOR/LOC): 108 a 117.95 MHz com espaçamento de 50 kHz

Controle de frequência: 2 em 5 - ARINC

Canais: VOR - 160 e LOC - 40

Sensibilidade da bandeira - 3.0  $\mu$ V

Sensibilidade do VOR (desvio) - 150 mV para 10°

Sensibilidade do LOC (desvio) - 90 mV

Saída de áudio - 100mW, 600 Ohm

Faixa de frequência (GS) - 329.15 a 335.00 MHz com espaçamento de 150 kHz

Canais - GS - 40

Controle de frequência - 2 em 5 - ARINC

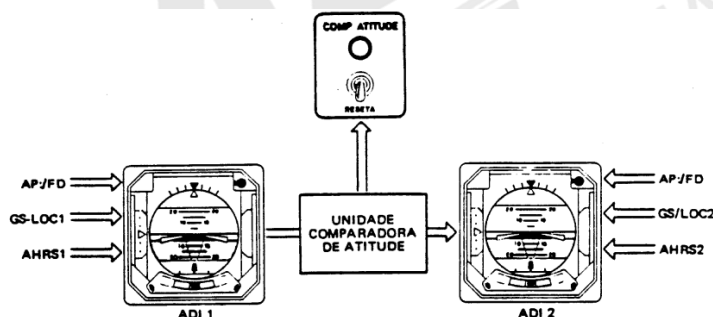
Sensibilidade da bandeira - 5.0  $\mu$ V. Sensibilidade GS (desvio) - 78 mV

Frequência - MB - 78 mV - 75MHz

Sensibilidade - MB - Alta: 200  $\mu$ V. Baixa: 1500 $\mu$ V

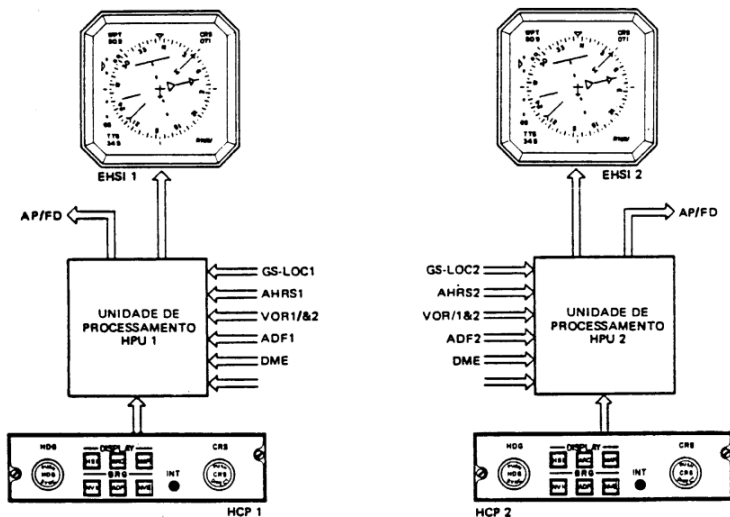
Capacidade de Carga - Duplo conjunto de 3 lâmpadas (6.3 V, bulbo 200 mA)

Saída de áudio - 100 mW, 600 Ohm. Todas as indicações do sistema são apresentadas no sistema de instrumentos de voo e RMI.



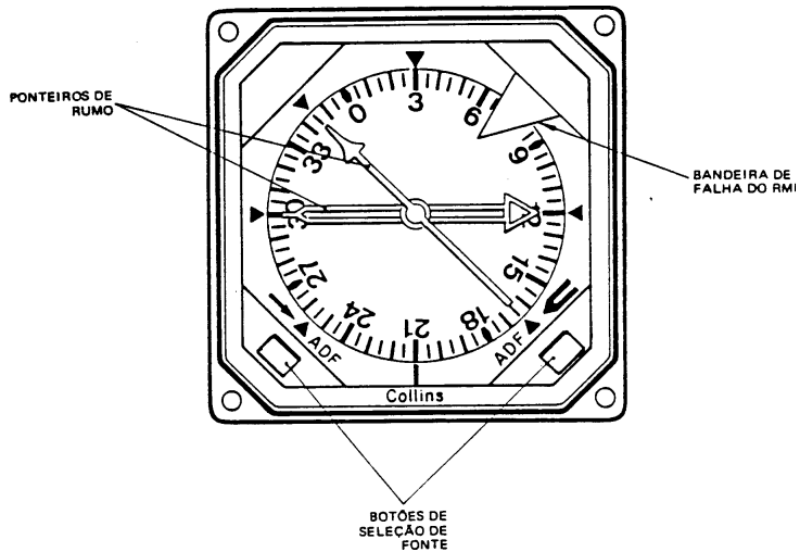
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 19-36 Indicadores de Atitude



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

Figura 19-37 Unidades principais do sistema VOR/ILS/MB



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

Figura 19-38 Indicador RMI



## Referência Bibliográfica

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



### Como a aeronave é acompanhada



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

## MÓDULO V

### EQUIPAMENTO MEDIDOR DE DISTÂNCIA, SISTEMA TRANSPONDER, RÁDIO ALTÍMETRO E RADAR METEOROLÓGICO

#### INTRODUÇÃO

Caros alunos,

Desde seus primórdios, a indústria aeronáutica precisou seguir em busca de tecnologias que lhe permitissem avançar não apenas no sonho de voar, mas de fazê-lo de forma segura e controlada.

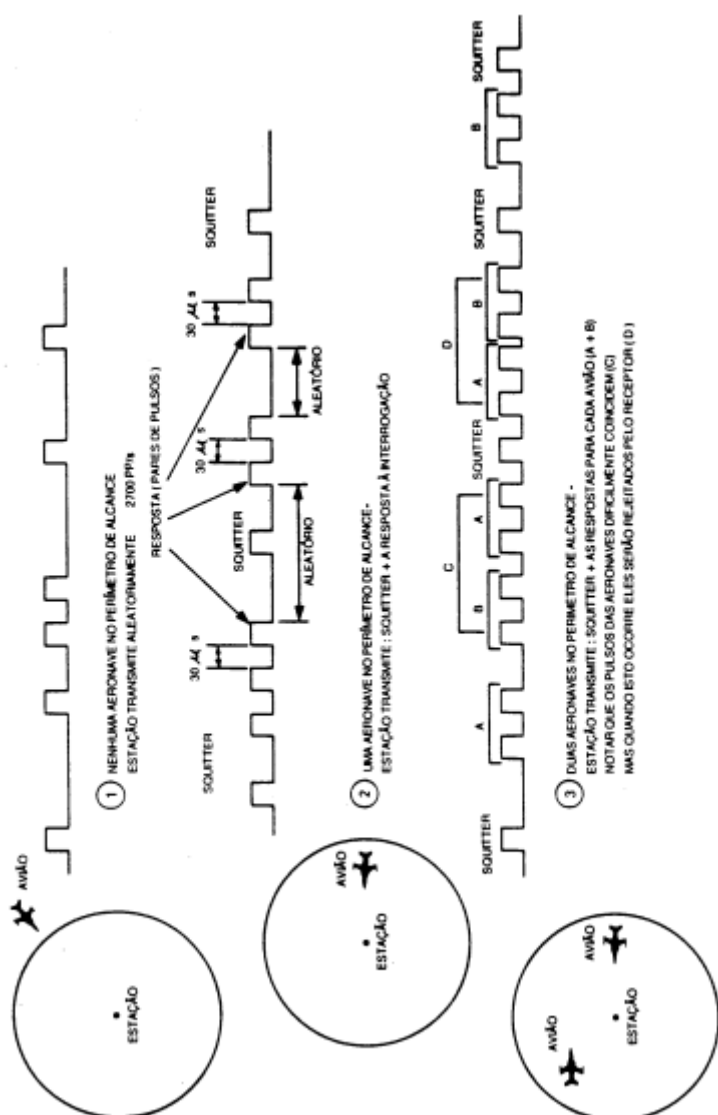
Muito foi conquistado. Voar é uma realidade segura e confiável e aqui estudaremos mais alguns recursos desenvolvidos para este fim.

Sigamos em frente!

#### 5.1 EQUIPAMENTO MEDIDOR DE DISTÂNCIA □ DME

O princípio de fundamento do DME está baseado na transmissão de um sinal de RF para uma estação repetidora no solo. O tempo gasto pelo sinal, para atingir a repetidora e retornar, é proporcional à distância entre o transmissor e a repetidora. O sinal a ser

transmitido sofre um processo de caracterização que o torna inconfundível entre todos os sinais transmitidos para a estação no solo.



Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-39 Teoria de operação do sistema DME. 19-29

Este processo consiste em transmitir os sinais em intervalos irregulares por um método aleatório.

A figura 19-39 exemplifica três situações de funcionamento do sistema DME.

No primeiro exemplo, não há nenhuma aeronave no perímetro de alcance da estação do solo e o transceptor a bordo do avião não consegue receber uma quantidade mínima de pulsos, desta maneira não efetuando nenhuma transmissão.

No segundo exemplo existe uma aeronave no perímetro de alcance e seu receptor consegue captar a quantidade mínima de pulsos e passa a transmitir sinais de interrogação.

A estação do solo ao receber os sinais, acrescenta-os aos seus próprios sinais na transmissão, deste modo permitindo estabelecer a distância.

O terceiro exemplo mostra como é possível trabalhar com diversas aeronaves dentro do perímetro de alcance da estação.

## Descrição

A operação do sistema DME é baseada na transmissão de pares de pulsos em intervalos específicos emitidos pela aeronave, que são recebidos e retransmitidos por uma estação de terra.

A retransmissão pela estação de terra consiste de pares de pulsos sendo que a frequência da retransmissão é diferente da recepção.

O tempo decorrido entre a ida e a volta desse sinal é medido pelo equipamento da aeronave e transformado em distância, em milhas náuticas, a partir da aeronave até a estação de terra.

O ciclo de operação do sistema inicia-se quando o transceptor de bordo transmite pares de pulsos na frequência de recepção da estação de terra em um dos 252 canais na gama de 1025 a 1159 MHz.

Após a recepção da interrogação, a estação de terra decodifica o sinal recebido e responde a interrogação após um tempo de 50 $\mu$ s. Este tempo de 50 $\mu$ s é pré-estabelecido para eliminar a possibilidade de operação descoordenada quando a aeronave e a estação de terra estiverem muito próximas.

Depois de decorrido o tempo de 50 $\mu$ s, a estação de terra transmite pares de pulsos de volta para a aeronave, numa frequência desviada em 63 MHz do sinal de interrogação.

A gama de frequência do receptor de DME, cobre a faixa de 962 a 1213 MHz. Da informação recebida o DME computa a distância segundo a fórmula apresentada a seguir:

$$D = \frac{T - 50\mu s}{12359}$$

Onde:

D = Distância em milhas náuticas entre a aeronave e a estação DME;

T = Tempo em microssegundos entre a transmissão dos pares de pulsos e a recepção dos pares de pulsos de retorno;

50 $\mu$ s = Tempo que a estação DME de terra retarda entre a recepção da interrogação e a transmissão da resposta;

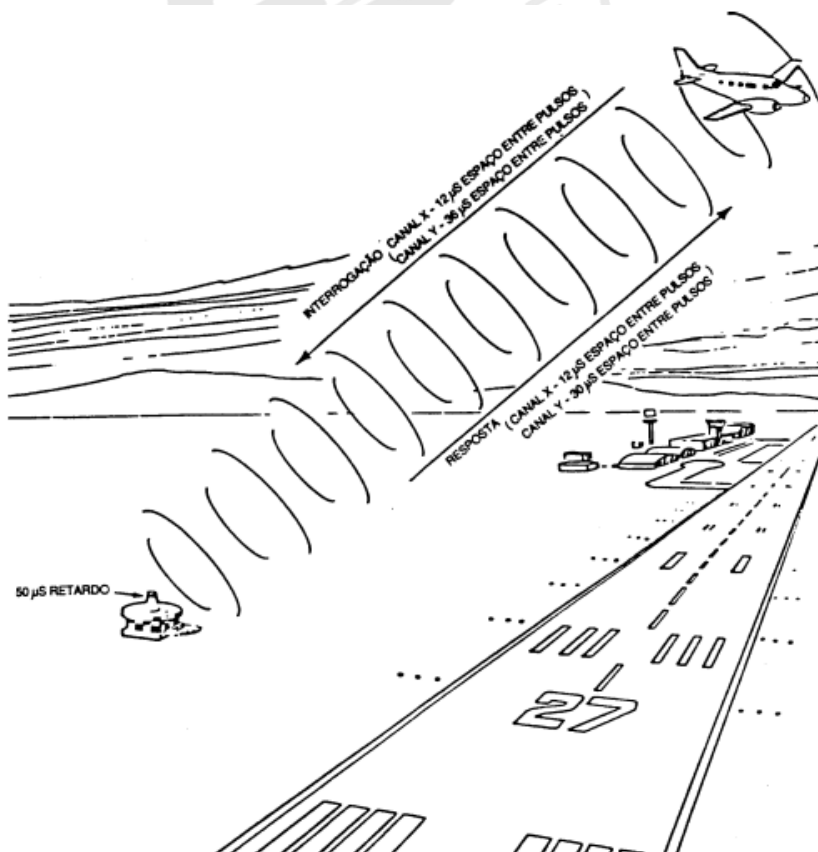
12359 = Tempo que a energia de RF demora a se propagar num espaço de 1 milha náutica (ida e volta).

Em adição às respostas das interrogações, a estação DME de terra gera o "Squitter" e o código de identificação da estação para uso no sistema do equipamento da aeronave. Quando operado nos canais "X", tanto o equipamento de bordo quanto a estação de terra usam pares de pulsos transmitidos e recebidos em 12  $\mu$ s.

Nos canais "Y", os pares de pulsos transmitidos pela aeronave são espaçados de 36  $\mu$ s e a estação de terra retransmite estes mesmos pares em espaçamentos de 30  $\mu$ s.

Existem 200 canais (DME/VHF-NAV) na faixa de 108 a 117.90 MHz, e mais 52 canais entre as frequências de 133.30 a 135.95 MHz que são usadas normalmente pelo sistema TACAN.

A frequência matriz (frequência do painel de controle VHF-NAV) é usada para determinar o canal DME.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-40 Operação do DME.

#### Descrição e localização dos componentes:

- O sistema é composto por:
  - Um transceptor Collins DME-42;

- Um indicador Collins IND-41A, instalado no painel principal;
- Dois indicadores Collins EFD-74 instalados em cada um dos painéis de instrumentação de voo;
- Uma antena Collins 2372-1, instalada sob a fuselagem;
- Um controle de volume instalado no painel principal.

A tabela a seguir mostra o inter-relacionamento entre as frequências de VOR/ILS e DME.

TACAN CHANNEL NUMBER	DME G to A (MHz)	DME A to G (MHz)	VHF	TACAN CHANNEL NUMBER	DME G to A (MHz)	DME A to G (MHz)	VHF
1X	962	1025	134.40	13X	974	1037	135.60
1Y	1088	1025	134.45	13Y	1100	1037	135.65
2X	963	1026	134.50	14X	975	1038	135.70
2Y	1089	1026	134.55	14Y	1101	1038	135.75
3X	954	1027	134.60	15X	976	1039	135.80
3Y	1090	1027	134.65	15Y	1102	1039	135.85
4X	965	1028	134.70	16X	977	1040	135.90
4Y	1091	1028	134.75	16Y	1103	1040	135.95
5X	966	1029	134.80	*17X	978	1041	108.00
5Y	1092	1029	134.85	*17Y	1104	1041	108.05
6X	967	1030	134.90	**18X	979	1042	108.10
6Y	1093	1030	134.95	*18Y	1105	1042	108.15
7X	968	1031	135.00	*19X	980	1043	108.20
7Y	1094	1031	135.05	*19Y	1106	1043	108.25
8X	969	1032	135.10	**20X	981	1044	108.30
8Y	1095	1032	135.15	*20Y	1107	1044	108.35
9X	970	1033	135.20	*21X	982	1045	108.40
9Y	1096	1033	135.25	*21Y	1108	1045	108.45
10X	971	1034	135.30	**22X	983	1046	108.50
10Y	1097	1034	135.35	*22Y	1109	1046	108.55
11X	972	1035	135.40	*23X	984	1047	108.60
11Y	1098	1035	135.45	*23Y	1110	1047	108.65
12X	973	1036	135.50	**24X	985	1048	108.70
12Y	1099	1036	135.55	*24Y	1111	1048	108.75

\* TVOR channels  
\*\* ILS channels

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

Figura 19-41 Tabela de inter-relacionamento de frequências.

## Transceptor

O transceptor DME possui uma potência de saída de 300W operando na faixa de frequência de 960 a 1215 MHz, perfazendo um total de 252 canais DME.

O transceptor fornece uma saída, no formato ARINC 568 para indicação no sistema de RFIS.



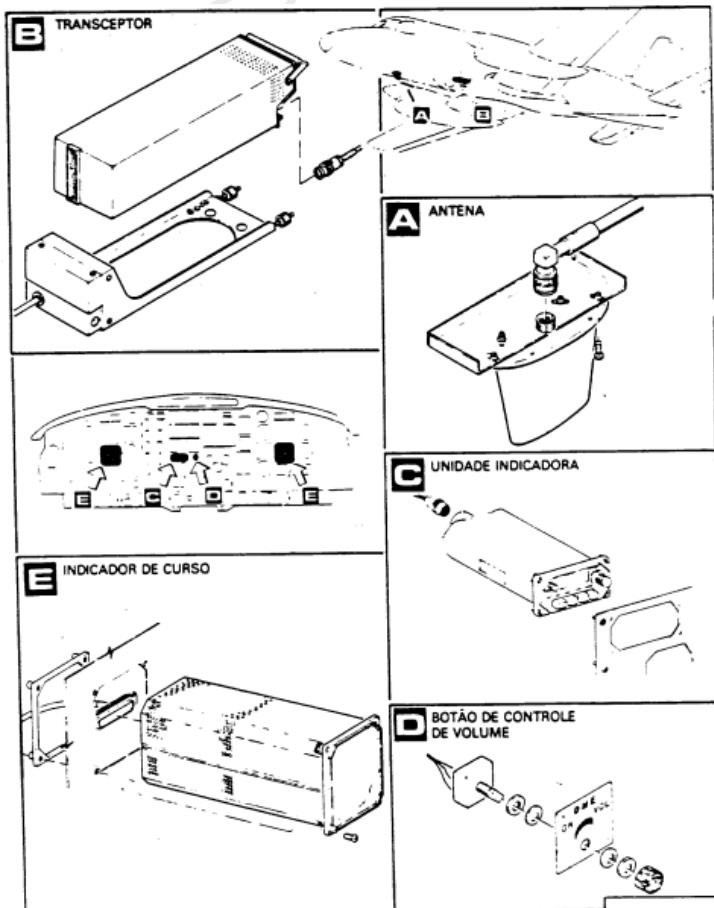
## Indicador IND-41A

A unidade indicadora IND-41A é do tipo leitura digital e indica a distância entre o avião e a estação de terra em milhas náuticas, a velocidade verdadeira de aproximação em nós ou o tempo para atingir a estação (T<sup>IG</sup>), em minutos, dependendo da seleção das teclas no indicador. O indicador possui na sua parte frontal os seguintes controles e indicação:

- Interruptor TEST - Permite o teste inicial do receptor-transmissor DME-42 para calibração adequada da distância. Está localizado no lado esquerdo do painel do indicador;
- Botão DIM - Permite variar a intensidade luminosa do mostrador;
- Teclas seletoras NM-MIN-KTS-TIMER - Seleccionam a informação que aparece no mostrador. Quando a tecla NM é pressionada, aparecem no mostrador as informações da distância para a estação (distância oblíqua), em milhas náuticas.

A informação é mostrada em cada EFD74, na forma de três dígitos, situados no canto superior esquerdo, abaixo das letras DME.

A faixa de operação é de 0 a 300 milhas náuticas (556 km).



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

Figura 19-42 Localização dos componentes do sistema DME-42.

Quando a tecla MIN é pressionada, aparece no mostrador a informação do tempo para atingir a estação em minutos. A informação é mostrada em cada EFD-74, na forma de três dígitos, situados no canto inferior esquerdo, abaixo das letras TTG. A faixa de operação é de 0 a 120 minutos.

Quando a tecla KTS é pressionada, aparece no mostrador a informação da velocidade verdadeira de aproximação em nós.

A informação é mostrada em cada EFD74, na forma de três dígitos, situados no canto inferior esquerdo, abaixo das letras SPD. A faixa de operação é de 0 a 999 nós.

Quando a tecla TIMER é pressionada, aparece no mostrador do IND-41A a informação do tempo decorrido em minutos e segundos.

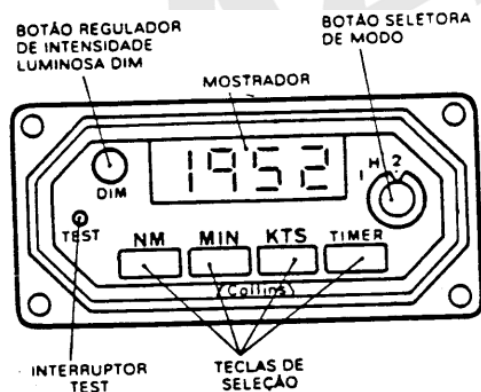
A indicação de que a função TIMER foi selecionada são DOIS PONTOS que aparecem no mostrador.

Cada vez que a tecla TIMER for pressionada, um dos três modos de operação seguintes é selecionado:

- Modo zero - O indicador é fixado em 00:00;
- Modo movimento - Inicia a contagem até 59-59. Se a tecla TIMER não for pressionada novamente, a contagem prossegue incrementando os dígitos dos segundos;
- Modo parada - A contagem é interrompida e o valor aparece fixo no mostrador. A seleção das teclas NM, MIN ou KTS não altera o modo estabelecido para a tecla TIMER.

Botão seletor de modo (NAV1-HOLDNAV2) Permite selecionar as informações enviadas pelos painéis de controle NAV 3132D, assim como a função HOLD.

As informações enviadas pelo painel NAV 1, selecionadas através da posição "1", aparecem nos dois mostradores EFD-74 na cor verde e, para a posição "2", informações do painel NAV 2, na cor âmbar.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-43 Unidade Indicadora IND 41A.

## Antena

É do tipo banda "L", conectada diretamente ao transceptor através de um cabo coaxial. A antena está instalada na parte inferior da fuselagem e é intercambiável com a antena do Transponder.

## Controle de Volume

O sinal de áudio, identificando a estação de DME, é controlado pelo botão de controle de volume localizado no painel principal do lado direito da unidade indicadora IND-41A.



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

Figura 19-44 Botão de controle do volume dos sinais de DME.

## Indicador COLLINS EFD-74

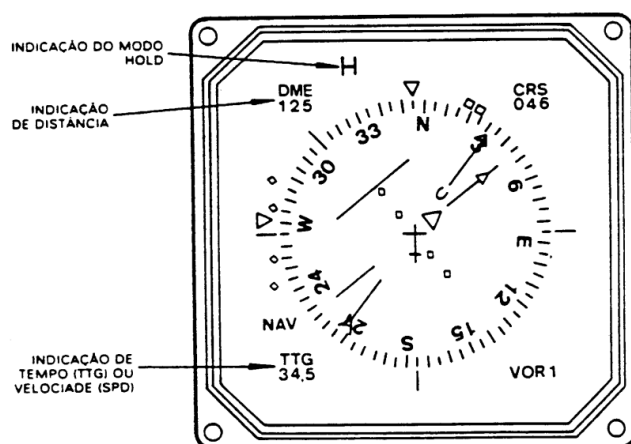
Os indicadores Collins EFD-74 estão localizados em cada um dos painéis móveis dos pilotos e cada um deles recebe as mesmas informações enviadas à unidade indicadora IND-41A, exceto a função TIMER.

## Operação do Sistema

O sinal de DME pode ser distinguido pela tonalidade diferente. O mesmo é modulado por 1350 Hz, enquanto que os sinais de VOR são modulados por 1020 Hz.

Quando um canal de DME é sintonizado, o sistema envia pares de pulsos codificados, na frequência da estação de terra, que os recebe e os envia de volta ao sistema de bordo. Baseado no tempo transcorrido entre a transmissão e o retorno dos pulsos, o sistema fornece a distância entre o avião e a estação de terra.

Imediatamente após o sistema ter sintonizado uma estação de DME, há um período de busca de aproximadamente 1 segundo, durante o qual o indicador digital e o indicador EFD-74 apresentam traços em suas telas, até que seja encontrada a distância correta.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-45 Indicador Collins EFD-74.

Assim que isso acontecer, os traços desaparecerão e uma indicação contínua de distância será obtida.

O DME entra, então, no modo de operação chamado "Rastreio". Os traços aparecerão também durante o tempo de aquecimento do sistema, que é de aproximadamente 60 segundos.

A função "Hold" do DME é selecionada pelo botão seletor de modo, localizado no painel IND-41A, na posição "H". Esta função é mostrada nos indicadores EFD-74, através da letra "H", no lado esquerdo dos mostradores.

A função "Hold" permite operar o sistema na estação previamente sintonizada e operar de modo independente do sistema VOR (ou ILS).

### Teste do Sistema

- Ligar ao avião uma fonte externa de energia de 28 VCC;
- Posicionar o interruptor "Seletor Bateria" do painel superior, em "Fonte externa";
- Observar se o indicador magnético se alinha com as marcas do painel;
- Posicionar o interruptor "Conversor 1" no painel superior, na posição "Liga";
- Observar se o indicador magnético se alinha com as marcas do painel;
- Pressionar o interruptor "Test" na unidade indicadora e observar:
- A programação interna deste acende a luz "NM" (Nautical Mile);

- "O.O" deverá aparecer na tela do EFD-74 e "AOK" é ouvido em código Morse nos fones;

- "O.O" deverá aparecer na tela do EFD-74 quando apenas a tecla "NM" for selecionada;

- Soltando o interruptor "TEST", a legenda e o ponto decimal previamente selecionado iluminar-se-ão no IND41A e os números "8888" deverão aparecer por um período de 8 a 12 segundos;

- Traços aparecerão no indicador até que o DME-42 receba um sinal válido de uma estação de terra;

- Posicionar o interruptor "Conversor 1" no painel superior, em "DESL. Observar se o indicador magnético desalinha;

- Posicionar o interruptor "Seletor Bateria", no painel superior, em "DESL". Observar se o indicador magnético desalinha;

- Retirar do avião a fonte externa de energia elétrica de 28 VCC.

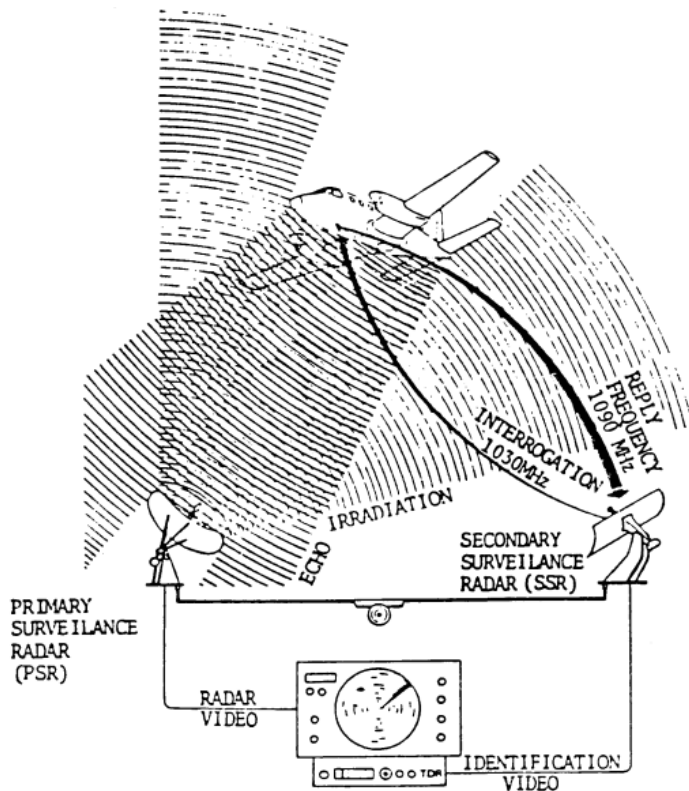
## **5.2 SISTEMA TRANSPONDER**

O sistema Transponder responde às interrogações válidas do sistema radar ATC com um sinal resposta codificado.

O Transponder transmite na frequência de 1090 MHz e recebe na frequência de 1030 MHz.

O radar primário é usado para localizar e determinar o curso das aeronaves na área de controle.

O radar secundário, sincronizado com o primário, é utilizado para identificar as aeronaves equipadas com Transponder, pela transmissão de sinais de interrogação e de respostas codificadas.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-46 Esquema de operação do Transponder

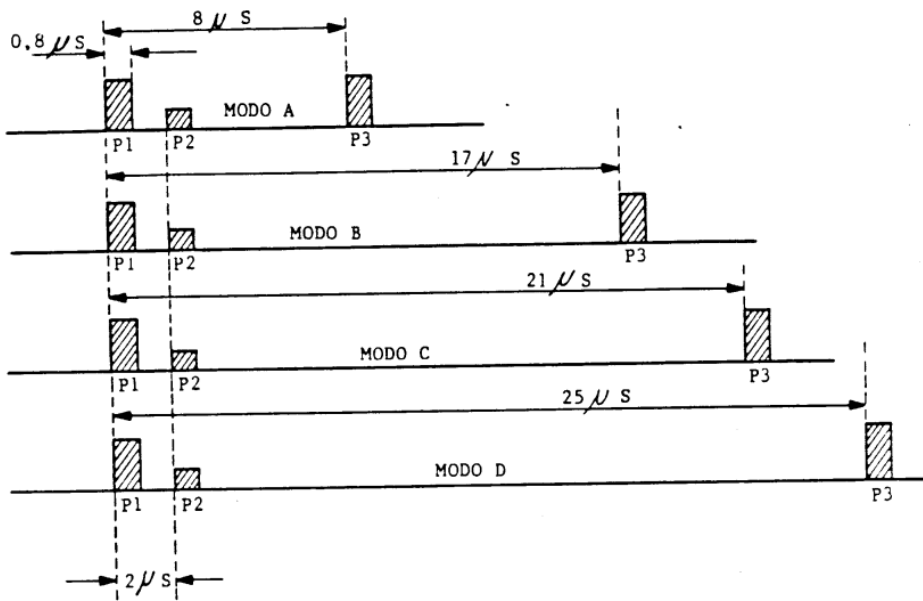
O TDR-90 é interrogado através de um método de três pulsos.

O espaço de tempo entre o primeiro e o terceiro pulso determina o modo de operação.

Existem quatro modos de operação, denominados A, B, C e D. No modo "A", o sistema transmite somente sua identificação. O modo "B", em alguns países, ocasionalmente substitui o modo "A". O modo "C" é usado quando a aeronave possui altímetro codificador.

Neste caso, a resposta do Transponder inclui a informação de altitude da aeronave. O modo "D", atualmente não está em uso.

O sinal de interrogação recebido é analisado pelo TDR-90 para determinar sua validade e o modo de operação. Para este sinal ser válido, ele deve ser do lóbulos principal do SSR e ser do modo "A" ou do modo "C". Quando um sinal de interrogação é válido, o sinal resposta é transmitido.



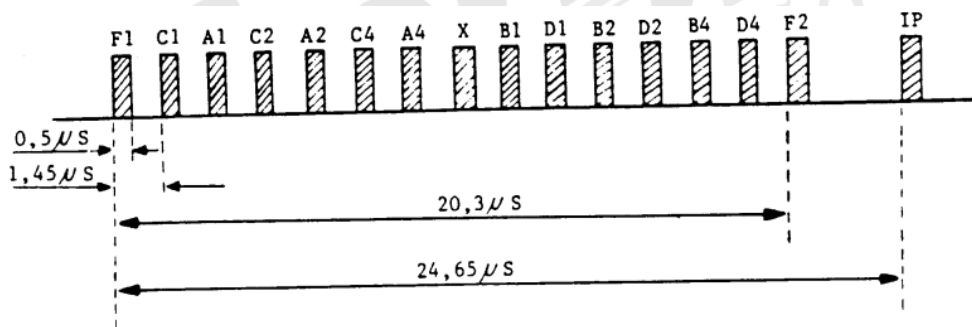
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-47 Pulsos de interrogação do sistema Transponder.

O sinal resposta codificado é composto de um trem de pulsos.

O TDR-90 é capaz de produzir de 2 a 16 pulsos de resposta codificada. O número de pulsos gerados num sinal resposta é determinado pelo código selecionado na caixa de controle 613L-3 ou gerado pelo altímetro codificador.

Um pulso de identificação é também transmitido 4,35 microssegundos após o último pulso de enquadramento.

O pulso de identificação está presente somente quando o interruptor "IDENT" da caixa de controle 613L-3 for liberado e por aproximadamente 20 segundos após sua liberação.

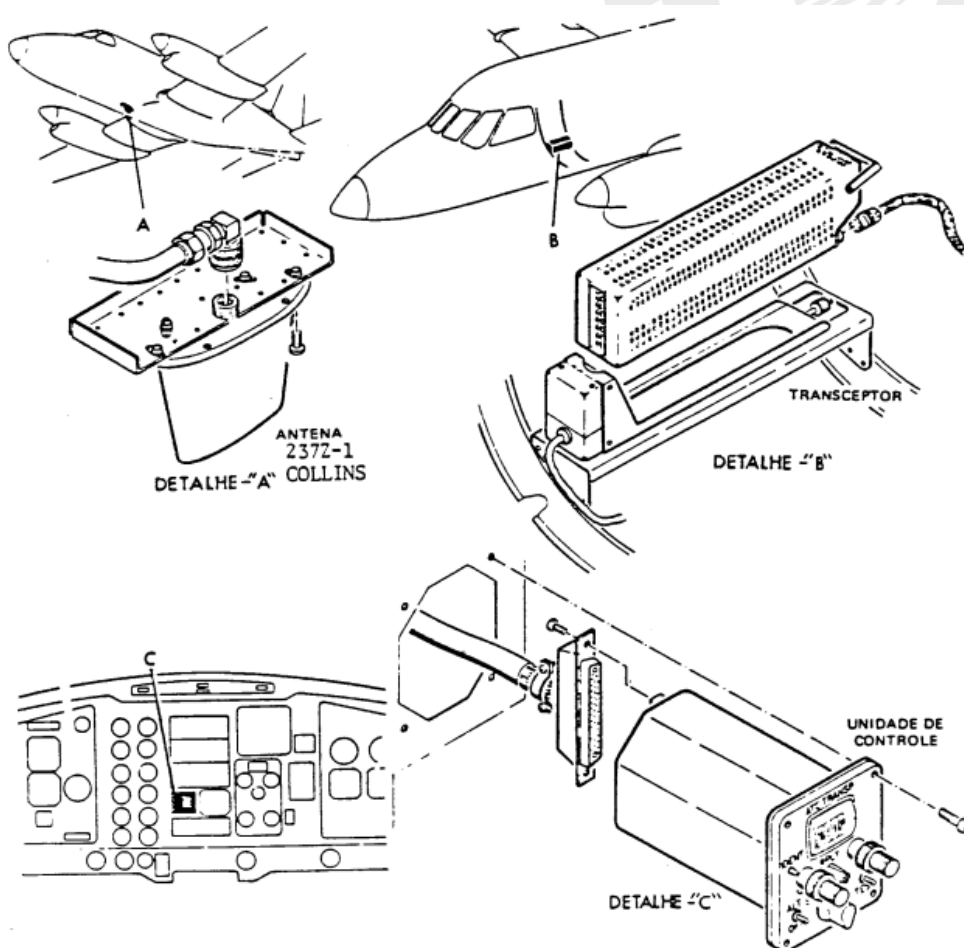


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-48 Posição dos pulsos do sinal resposta

## Descrição e Localização dos Componentes

O sistema é composto por:

- Um painel de controle instalado no painel principal;
- Um transceptor instalado sob o piso;
- Uma antena, instalada na parte superior da fuselagem.



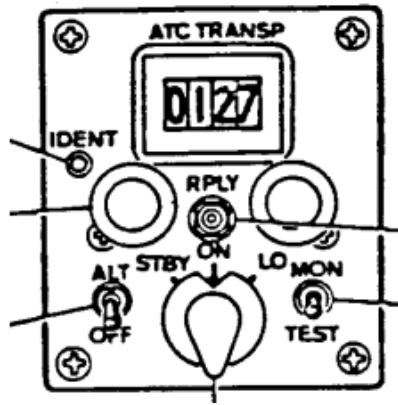
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 19-49 Componentes do sistema Transponder.

### Painel de Controle

O painel de controle, instalado na parte inferior do painel rádio, possui na sua parte frontal os seguintes controles e indicações:





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

Figura 19-50 Painel de controle

**Chave seletora de função** - É uma chave rotativa de três posições: STBY, ON e LO. Quando o interruptor "Seletor Bateria", no painel superior, é posicionado para "BAT" ou "FONTE EXTERNA", a alimentação é automaticamente aplicada ao Transponder. A chave seletora de função deve permanecer na posição "STBY" durante 5 minutos para aquecimento do equipamento.

Quando a chave seletora de função é posicionada para "ON", o sistema passa a operar normalmente.

Na posição "LO", a intensidade do sinal transmitido pelo Transponder diminui. Este tipo de operação é usado quando a intensidade do sinal de vídeo na tela do radar é muito forte.

Durante o Voo, a chave seletora de função só deverá ser colocada nas posições "STBY" e "LO", quando os pilotos recebem instruções neste sentido pela estação de terra. Em caso contrário, deverá permanecer sempre na posição "ON".

**Chaves Seletoras de Código** - São usadas para selecionar o código de operação. As duas chaves concêntricas da esquerda selecionam os algarismos dos milhares e das centenas. As duas chaves concêntricas da direita selecionam os algarismos das dezenas e das unidades.

**Janela Indicadora de Código** - Apresenta o código selecionado através de seus quatro dígitos.

**Controle ALT / OFF** - É um interruptor de duas posições. Na posição ALT, o Transponder inclui informação de altitude da aeronave quando interrogado no modo "C". Quando a aeronave não possuir altímetro codificador, o interruptor deverá permanecer na

posição "OFF" (desligado). Neste caso, o Transponder responderá somente às interrogações do modo "A".

**Lâmpada RPLY** - A lâmpada RPLY opera normalmente, com a chave MON/TEST na posição "MON". Cada vez que o TDR-90 transmite uma resposta, a lâmpada RPLY acende e permanece acesa por 1 segundo.

**Chave MON / TEST** - A posição TEST desta chave possibilita a operação do TDR-90, e fornece uma indicação confiável das condições de operação do sistema.

Quando a chave MON / TEST é colocada na posição TEST, uma interrogação simulada do módulo "A", é gerada no TDR-90. O teste pode ser feito para o modo "C", desde que a chave ALT / OFF esteja na posição "ALT". A resposta gerada no TDR-90 e, se o mesmo estiver operando normalmente, a lâmpada RPLY acende.

**Controle IDENT** - Quando o controle IDENT é pressionado, um pulso adicional é incluído nos pulsos de resposta. O controle IDENT, normalmente, só é acionado quando solicitado pela estação de terra.

## **Operação do Sistema**

Quando a aeronave atinge a área de controle de determinada estação de terra, o piloto é instruído para selecionar no equipamento o código informado pela respectiva estação.

A mudança de código é feita através de controles próprios existentes na unidade de controle.

O sistema Transponder TDR-90 opera nos modos "A" e "C" e é alimentado pela barra de emergência de 28 VCC.

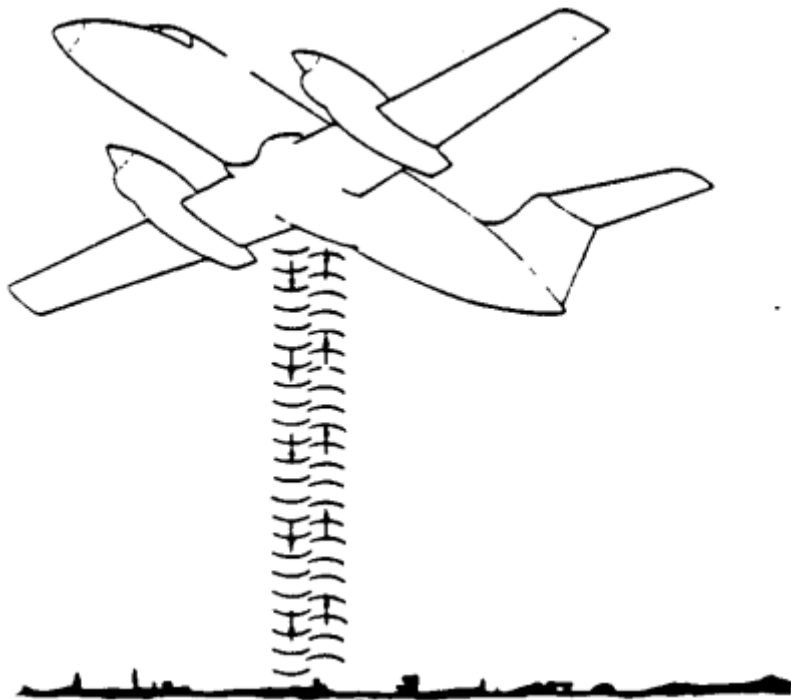
O sistema Transponder transmite um sinal codificado, em resposta aos sinais de interrogação do radar de terra. A estação de terra usa o sinal de resposta, para localizar e identificar a aeronave equipada com o sistema Transponder.

O sistema de radar de terra inicialmente detecta a presença da aeronave, como um radar comum. Em seguida envia um sinal de interrogação que é captado pela antena do Transponder. O próprio sinal de interrogação dispara o transmissor do TDR-90 que, por sua vez, emite um sinal de resposta.

## 5.3 RÁDIO ALTÍMETRO

### Introdução

O sistema de rádio altímetro fornece indicações acuradas e confiáveis, da altura do avião com relação ao solo, durante as fases críticas de aproximação. O sistema proporciona continuamente sinais de saída para o sistema de piloto automático e ao diretor de voo.



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

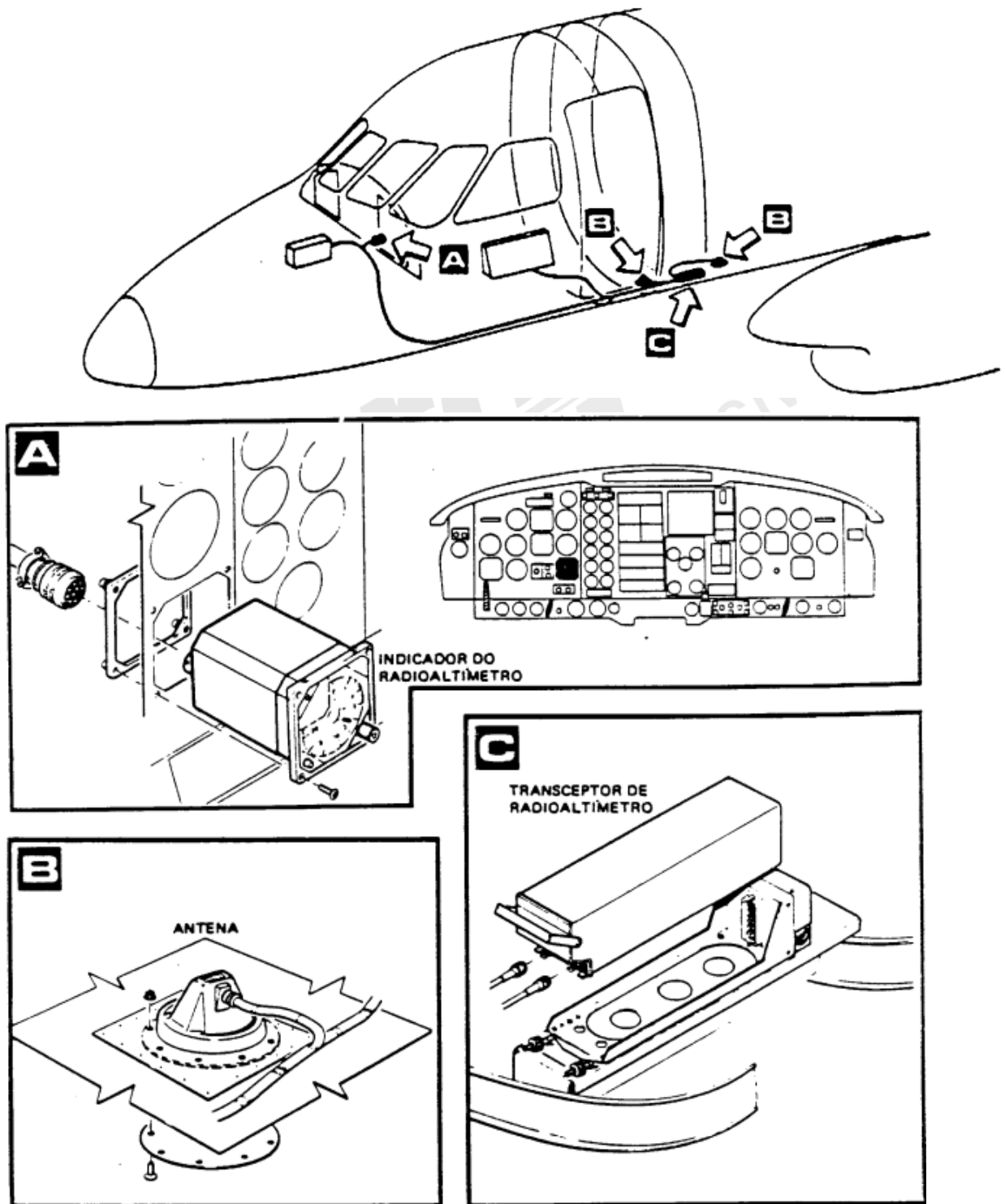
Figura 19-51 Sinais do sistema de rádio altímetro

### Descrição e Localização dos Componentes

O sistema Collins ALT-50 é composto por:

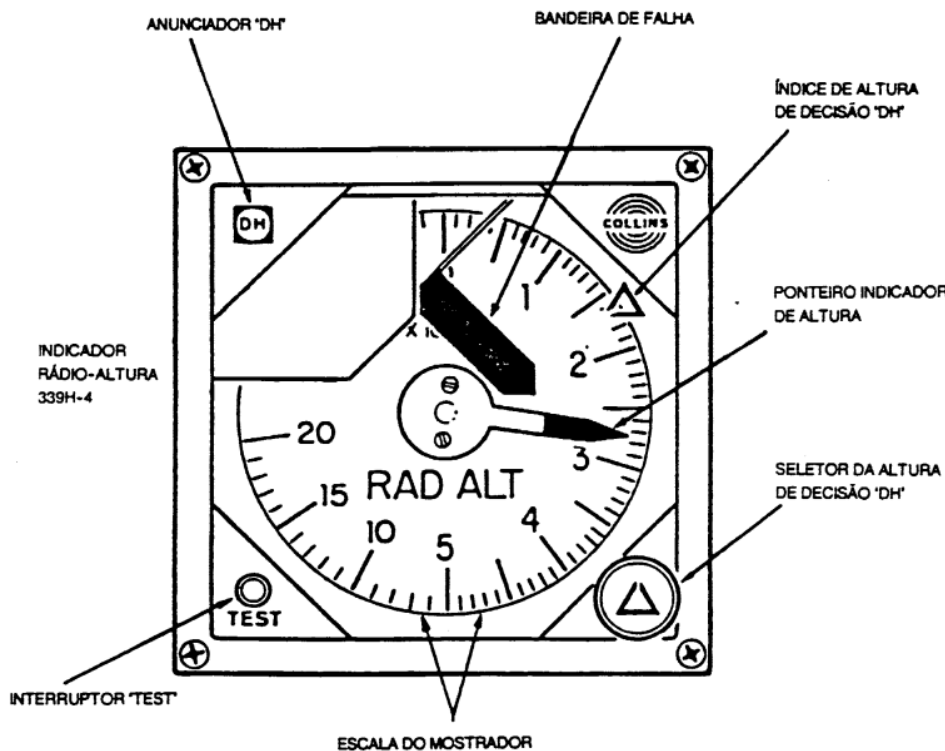
- Um transceptor Collins, instalado sob o piso;
- Um indicador, instalado no painel principal;
- Duas antenas, uma para transmissão e outra para recepção, localizadas na

parte inferior da fuselagem.



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

Figura 19-52 Localização dos componentes do sistema de rádio altímetro.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-53 Indicador do sistema rádio altímetro.

**Transceptor** - O transceptor de rádio altímetro, recebe e processa sinais de ondas curtas moduladas em frequência, para produzir um sinal de modulação em frequência, cuja razão é proporcional à altitude do avião em relação ao solo.

O transceptor proporciona continuamente saída para o piloto automático e diretor de voo.

**Indicador** - O indicador de rádio altímetro, fornece a indicação em pés da altitude do avião em relação ao solo, dentro da faixa de 0 a 2.000 pés. O indicador possui em seu canto inferior direito, um seletor de altura de decisão (DH). Este seletor permite ao piloto a seleção manual de uma altura mínima que, ao ser atingida, acionará um sistema de aviso. Este sistema pode ser usado durante os voos de patrulha para alertar o piloto quando for atingido um limite inferior que não deve ser ultrapassado, ou durante uma aproximação de precisão, de acordo com a altura de decisão do procedimento de descida.

O ajuste da altura de decisão é feito posicionando-se, através do seletor, o índice triangular "DH" sobre o valor desejado no mostrador do instrumento, durante a descida da aeronave. Ao ser atingido o valor em questão, o piloto tem uma indicação visual através da luz "DH" localizada na extremidade superior esquerda do instrumento.

Um botão de teste localizado na extremidade inferior esquerda do instrumento possibilita, quando pressionado, o teste funcional do sistema. Uma bandeira de alarme,

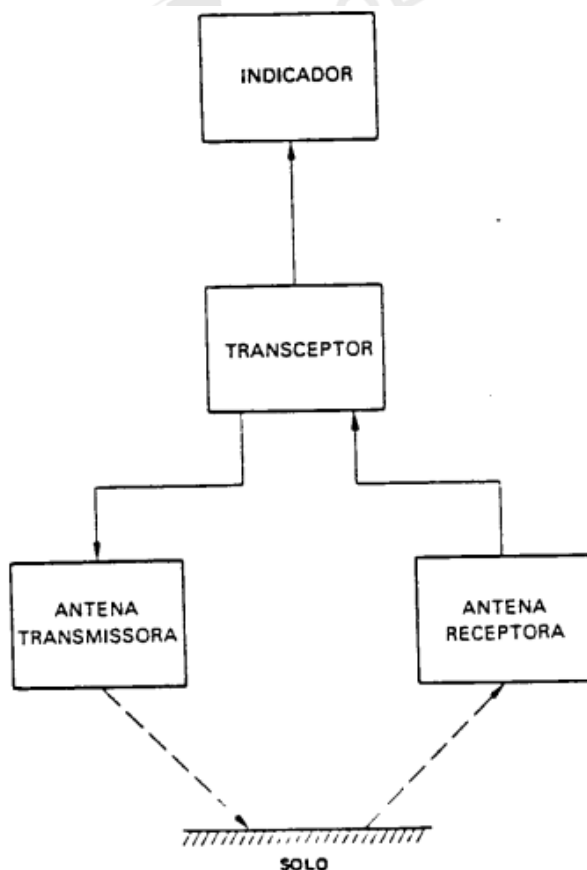
quando visível sobre o dial do instrumento, indica o mau funcionamento do sistema ou perda de alimentação elétrica.

## Operação

O sistema de rádio altímetro Collins ALT-50 provê ao piloto, indicações precisas da altitude do avião em relação ao solo na faixa de 0 a 2.000 pés, durante as fases de aproximação.

O transceptor que é alimentado por 28 VCC, produz um sinal de saída de frequência variável entre 4250 MHz e 4350 MHz, que é enviado ao solo através da antena de transmissão.

O tempo transcorrido entre a transmissão e a recepção do sinal é convertido, no transceptor, em uma tensão CC proporcional à altitude do avião em relação ao solo. Esta tensão CC é enviada ao indicador que, por sua vez, a converte em uma indicação visual de altura, em pés.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-54 Diagrama bloco do sistema rádio altímetro.

## 5.4 RADAR METEOROLÓGICO

### Introdução

O sistema de radar meteorológico é projetado para detectar e mostrar as condições meteorológicas na rota do avião.

Energia de radiofrequência ou ondas de rádio eletromagnéticas são comumente chamadas de energia de radar. Ao atingirem uma superfície refletora, essas ondas (ou energia) produzem um eco, ou seja, parte da energia é refletida.

A energia de radar é transmitida em pulsos de curta duração.

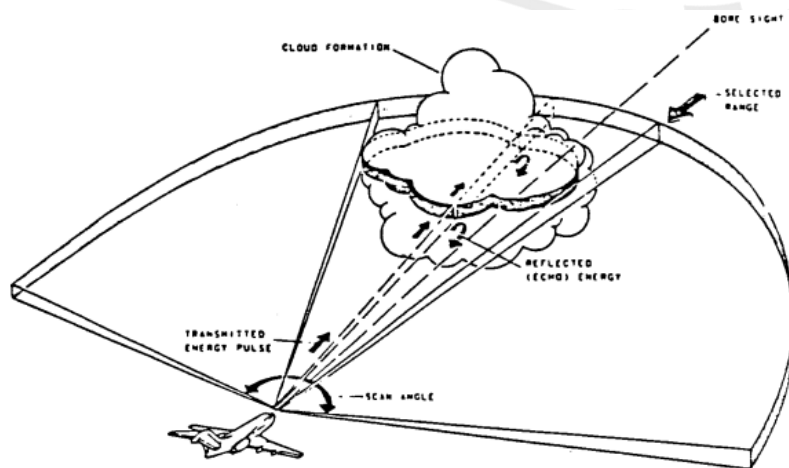
O intervalo entre os pulsos é destinado à recepção do eco. Essa energia percorre o espaço em linha reta e a uma velocidade aproximada de 186.000 milhas por segundo (300.000 Km / seg.). Durante um microssegundo um pulso percorre 984 pés.

De posse desses dados, a distância de um objeto ou de um avião pode ser determinada com precisão.

Na terminologia do radar, uma milha náutica de radar - 12,34 microssegundos - é o tempo que um pulso gasta para percorrer uma milha até o objeto e retornar.

O sistema radar meteorológico Bendix RDS-82 tem como propósito detectar e apresentar em quatro cores, de rápida interpretação, as condições meteorológicas.

O sistema pode ser usado como auxílio à navegação no modo mapeamento de solo ou mesmo como radar meteorológico.



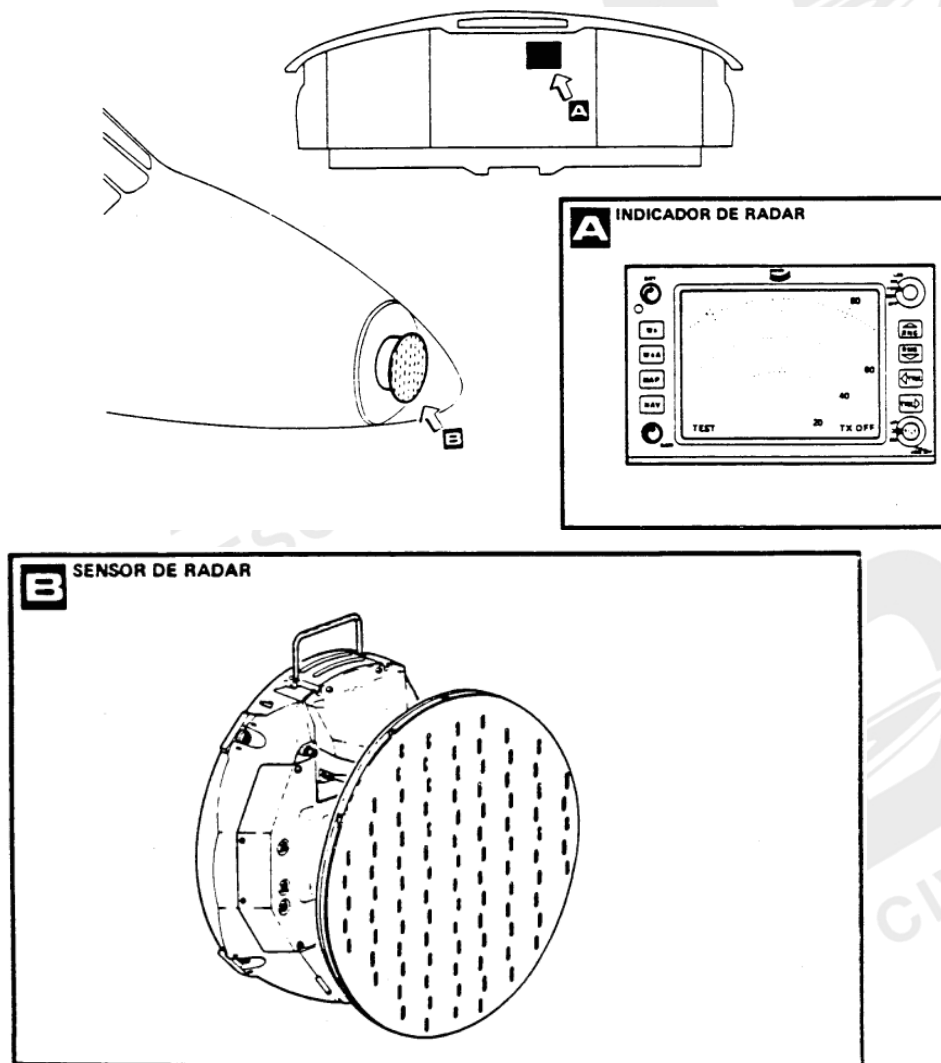
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 19-55 Apresentação de uma precipitação pelo radar meteorológico.

## Descrição e Localização dos Componentes

O sistema RDS-82 é constituído por:

- Um sensor de radar Bendix RS-181A, instalado sob o radome;
- Uma unidade indicadora Bendix IN-182A, instalada no painel principal.



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

Figura 19-56 Localização dos componentes do sistema de radar RDS-82.

### Sensor de Radar RS-181A

O sensor de radar RS-181A, compõe-se de um receptor de radar, um transmissor de radar e uma antena, formando uma única unidade.

O transmissor de radar emite pulsos de RF na frequência de  $9345 \pm 25$  MHz (banda X), com uma potência de pico de saída de 1 KW.



A frequência de repetição do pulso depende do alcance selecionado. Pulsos refletidos pelos alvos são recebidos pelo sensor de radar, através da antena, para serem mostrados na tela do indicador.

A antena dirigida é fixada em um conjunto de micro-onda do sensor de radar e os dois se movem juntos na varredura do radar.

A antena possui um ângulo de inclinação de 15° acima e abaixo do eixo horizontal, comandável através do botão de controle de TILT no painel do indicador.

O indicador de atitude do piloto envia ao sistema informações de rolamento e arfagem da aeronave. Essas informações são processadas e usadas para estabilizar a antena. O máximo ângulo possível de correção é de  $\pm 25^\circ$ .

### **Unidade Indicadora IN-182A**

O indicador de radar abriga internamente os dispositivos eletrônicos de controle e sua face dianteira incorpora todos os controles, indicadores e a tela de imagens.

O painel indicador inclui os controles necessários para alimentação do sistema, seleção de alcance e do TILT da antena, controle do ganho do receptor (no modo de mapeamento do solo), funções de varredura e teste. As marcas de alcance geradas internamente, aparecem como círculos concêntricos espaçados regularmente na tela, para auxiliar na determinação do alcance dos alvos.

O indicador mostra as condições meteorológicas em quatro cores: verde, amarelo, vermelho e magenta e os alvos no modo de mapeamento de solo em três cores: verde amarelo e vermelho.

O indicador de radar possui os seguintes controles:

**Chave de funções** - É uma chave rotatória com cinco posições, cada uma com as funções a seguir.

- OFF - Desliga o sistema.
- STBY - Coloca o sistema na condição de STANDBY, durante o período de aquecimento e quando o sistema não está em uso. A palavra STBY é mostrada no canto inferior esquerdo da tela.
- TST - Seleciona a função de teste para verificar a operacionalidade do sistema. Nesta condição não há transmissão.

- ON - Seleciona a condição para operação normal. Na posição "ON", o radar está transmitindo. O modo de operação "Wx" e o alcance de 80 milhas são automaticamente selecionados quando na posição "ON".

- LOG - Esta função é inoperante, quando não há equipamento "NAV" conectado ao sistema. Quando esta função é selecionada, a palavra "NO LOG" aparecerá na tela.

**Botão "Wx"** - Quando pressionado, seleciona o modo de mapeamento meteorológico. "Wx" é mostrado no canto inferior esquerdo da tela.

**Botão "WxA"** - Quando pressionado, seleciona o modo de alerta meteorológico. A área na cor magenta cintila e "WxA" é mostrado no canto inferior esquerdo da tela.

**Botão "MAP"** - Quando pressionado, seleciona o modo de mapeamento de solo. "MAP" é mostrado no canto inferior esquerdo da tela.

**Botão "NAV"** - É inoperante quando um equipamento opcional "NAV" não é conectado ao sistema radar. As palavras "NO NAV" serão mostradas no canto inferior esquerdo da tela.

**Botões de rastreamento - TRACK"** - Quando um dos dois botões é mantido pressionado, uma linha amarela do cursor de rastreamento aparece e se movimenta para a esquerda ou para a direita (passos de um grau), de acordo com o botão selecionado. Ao se liberar o botão, o cursor de rastreamento para e permanece cerca de 10 a 15 segundos, desaparecendo em seguida, a não ser que o botão seja pressionado novamente. A proa diferencial será indicada em algarismos amarelos no canto superior esquerdo do vídeo e desaparecerá.

**Botão de aumento de alcance-RANGE** - Apaga a imagem e avança o indicador até o alcance imediatamente superior, cada vez que o botão for pressionado até o máximo de 240 milhas. O alcance selecionado é mostrado no canto superior direito da tela, na última marca de alcance. A distância para cada um dos demais círculos de marca de alcance é apresentada ao longo da margem direita dos círculos (arcos).

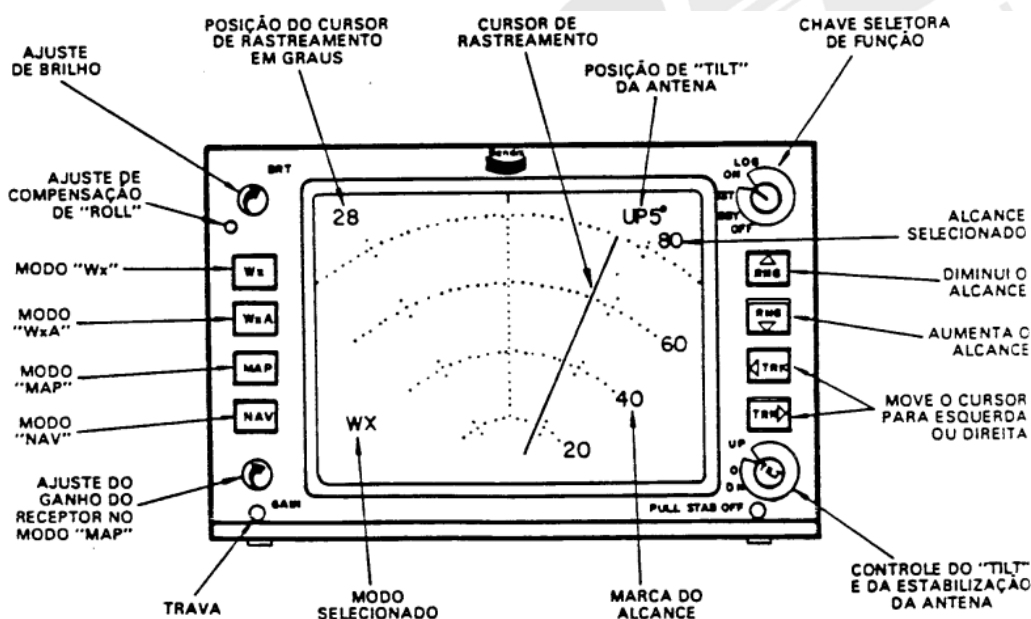
**Botão de decréscimo de alcance-RANGE** - Apaga a imagem e avança o indicador até o alcance imediatamente inferior, cada vez que o botão for pressionado, até que seja obtido o alcance mínimo.

**Botão de controle de "TILT"** - Quando este botão é puxado, desestabiliza a antena e as palavras "STAB OFF" piscarão no canto superior esquerdo da tela. Quando o botão é empurrado, a estabilização da antena é rearmazenada. Quando o botão é girado, ajusta eletricamente a antena para mover o feixe de radar até um máximo de 15° para cima ou para baixo do eixo horizontal. A posição horizontal é indicada como zero grau, no controle. O

ângulo de "TILT" selecionado é mostrado no canto direito da tela. Se o sistema está em uma instalação não estabilizada, as palavras "NO STB" aparecerão no canto superior esquerdo da tela.

**Controle de ganho - "GAIN"** - Varia o ganho do receptor do radar, quando no modo "MAP". As posições "GAIN" e "STC" são pré-ajustadas na função "TST" e nos modos "Wx" e "WxA".

**Controle de brilho - "BRT"** - Controla o brilho da tela de acordo com as diversas condições da iluminação da cabine.



Fonte: IAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-57 Indicador de radar IN-182<sup>A</sup>

## Operação

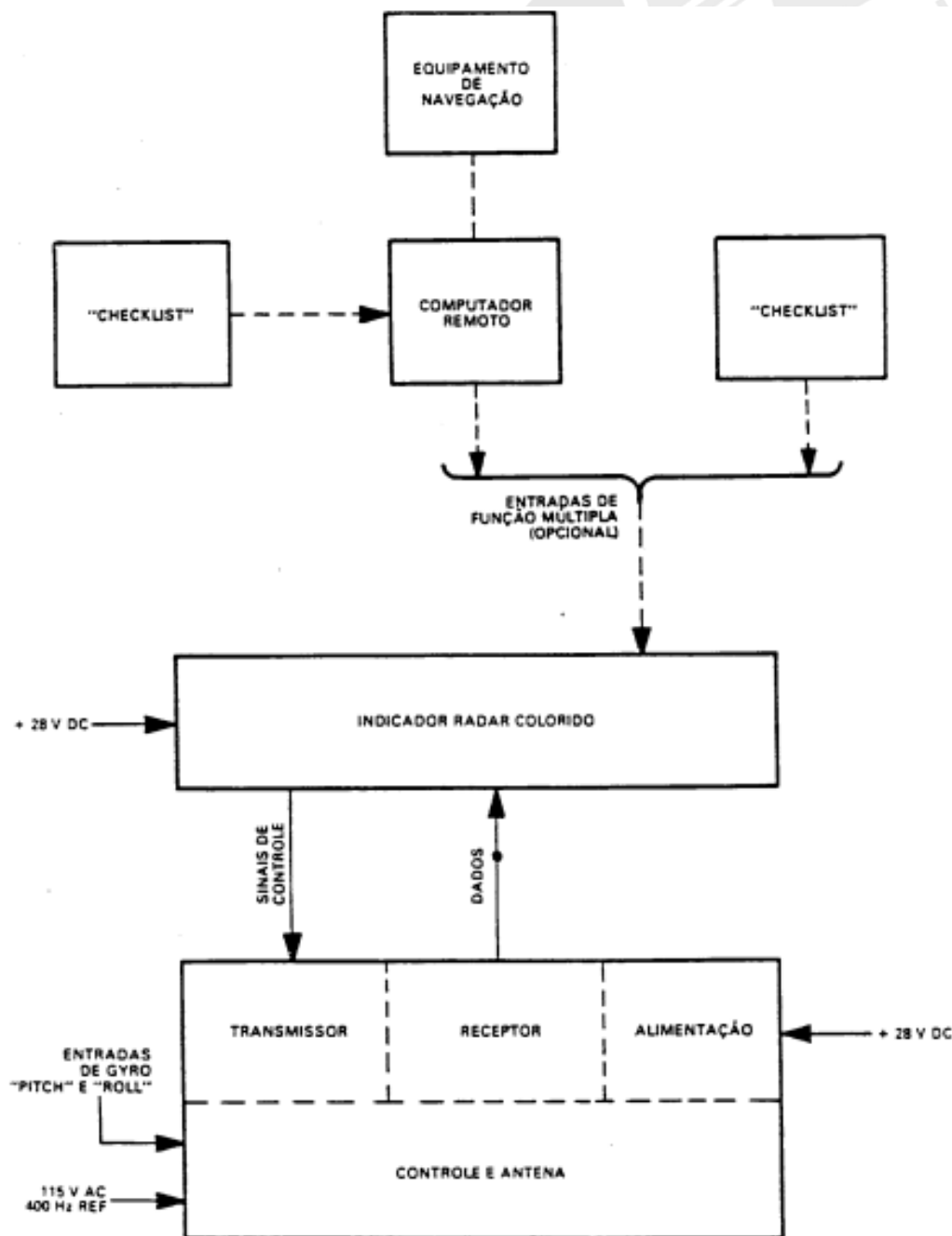
O sistema é alimentado eletricamente pela barra de 28 VCC e pela barra de 115 VCA 400 HZ.

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

Após serem amplificados, os pulsos são apresentados na tela do indicador de radar, dando indicação da existência de obstáculos.

O indicador de radar fornece indicação meteorológica em quatro cores e indicação de alvos no solo em três cores, dentro da área varrida pelo radar.

O indicador de radar pode ser expandido, com equipamentos adicionais, para um indicador de multifunção, fornecendo informações de navegação (NAV) e de radionavegação (RNAV), informações de relatório de voo e páginas de informações de "check-list". A tela do indicador de radar é do tipo "PPI" (Indicador de Posição Plana), apresentando os alvos detectados numa representação plana, como se vistos de cima. Através de uma análise de imagem mostrada na tela, o piloto toma conhecimento da existência de tempestade ou de outro alvo, obtém a distância entre o avião e o alvo, bem como a direção desta em relação ao eixo longitudinal do avião.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-58 Configuração do sistema de radar meteorológico

## Verificação Operacional e Teste do Sistema do Radar

Durante a operação do radar no solo, deverão ser tomadas as seguintes precauções de segurança:

- Apontar o nariz do avião para uma direção que não atinja grandes massas metálicas, tais como hangares, caminhões, outros aviões, etc., que estejam num raio de 100 metros, a fim de evitar o retorno de fortes quantidades de energia refletidas ao sistema;

- Não operar o radar durante qualquer operação de reabastecimento num raio de 100 metros;

- Não operar o radar a menos de 10 metros de distância de locais que contenham material explosivo ou inflamável;

- Não operar o radar com pessoas à frente da antena, a menos de 10 metros de distância.

1. Ligue ao avião uma fonte externa de energia de 28 VCC;
2. Posicione o interruptor "Seletor de Bateria" em "Fonte externa". Observe se o indicador magnético se alinha com as marcas do painel;
3. Posicione o interruptor "Conversor 1" em "Liga". Observe se o indicador magnético se alinha com as marcas do painel;
4. Posicione a Chave de funções, do indicador de radar em "TST";
5. Posicione o controle de brilho, "BRT" a meio curso;
6. Posicione o controle "TILT", para qualquer posição, com a antena estabilizada (STAB ON);
7. Após sete a oito segundos o padrão de teste deve aparecer na tela do indicador;
8. Ajuste o controle de brilho como desejar;
9. O padrão de teste mostrará na tela quatro faixas coloridas de mesma largura. Partindo da faixa externa para a interna, as faixas serão: verde, amarela, vermelha e magenta;
10. O alcance será automaticamente posicionado para 80 milhas. Todas as marcas de alcance estarão visíveis e mostradas em letras de cor azul;
11. A ação de atualização da imagem deve ser observada como uma pequena ondulação ou pequeno movimento, ao longo da faixa verde externa;
12. Posicione a Chave de funções em "SBY". Observe que a antena movimenta-se para baixo para a posição de  $-25^{\circ}$ ;
13. Volte a Chave de funções para a posição "TST";

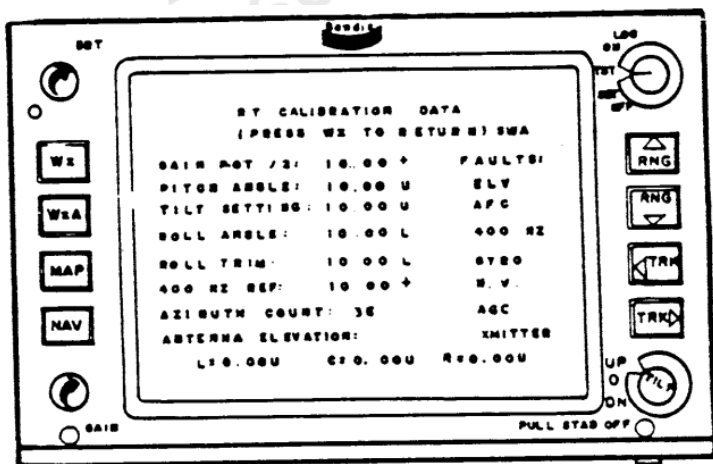
14. Gire o controle de "TILT", no sentido horário, para "UP". Verifique se a antena se inclina para cima, suavemente e sem interferência;
15. Gire o controle de "TILT", no sentido anti-horário, para "DN". Verifique se a antena se inclina para baixo, suavemente e sem interferência;
16. Volte o controle de "TILT" para zero;
17. Posicione a Chave de funções para "ON";
18. O indicador deverá automaticamente estar no modo "Wx", e o alcance em 80 milhas. Certifique-se de que a antena está estabilizada;
19. Ajuste o controle de "TILT", no sentido horário, em pequenos incrementos, até que uma imagem nítida apareça na tela, sob qualquer condição meteorológica local.
  - a) Os alvos próximos ao solo deverão aparecer na tela;
  - b) Quando a antena atingir +15°, todos os alvos próximos ao solo deverão desaparecer;
20. Repita o passo "16" para verificação de todas as faixas restantes;
21. Posicione a Chave de funções, em "OFF";
22. Posicione o interruptor "Conversor 1", no painel superior, em "DESL". Verifique se o indicador magnético desalinha;
23. Retorne o interruptor "Seletor Bateria" no painel superior, para "DESL". Observe se o indicador magnético desalinha;
24. Retire do avião a fonte externa de energia de 28 VCC.

## **Estabilização da Antena**

### **Teste de "TILT"**

1. Posicione a Chave de funções em "TST";
2. Puxe o controle de "TILT" ("STAB OFF");
3. Pressione os botões "Wx" e "WxA" simultaneamente. Verifique se o "HIDDEN PAGE" é mostrado na tela do indicador;
4. Pressione o botão de aumento de alcance ("Range") para selecionar "R/T Calibration Data", no painel indicador;
5. Verifique se a página "R/T Calibration Data" é mostrada na tela;
6. Mantenha o indicador de atitude nivelado;

7. Verifique se na tela do indicador é mostrado "Pitch Angle" e "Roll Angle" iguais a  $0.00 \pm 1^\circ$ ;
8. Gire o controle de "TILT", no indicador, para  $0^\circ$ ;
9. Verifique se na tela do indicador os ângulos de "Antenna Elevation" são: "L" =  $0.00 \pm 1^\circ$ ; "C" =  $0.00 \pm 1^\circ$ ; e "R" =  $0.00 \pm 1^\circ$ ;
10. Gire o controle de "TILT" no sentido horário para  $+ 10^\circ$ , conforme indicado em "TILT SETTING: 10.00 U na tela do indicador;
11. Verifique se na tela do indicador os ângulos de "Antenna Elevation" são: "L" =  $0.00 \pm 1^\circ$ ; "C" =  $10.0 \text{ U} \pm 1^\circ$  e "R" =  $0.00 \pm 1^\circ$ ;
12. Gire o controle de "TILT" no sentido anti-horário para  $-10^\circ$ , conforme indicado em "TILT SETTING": 10.00 "D" na tela do indicador;
13. Verifique se na tela do indicador os ângulos de "Antenna Elevation" são: "L" =  $0.00 \pm 1^\circ$ ; "C" =  $10.0 \text{ "D"} \pm 1^\circ$  e "R" =  $0.00 \pm 1^\circ$ ;
14. Gire o controle de "TILT" para  $0^\circ$ ;
15. Pressione o botão "Wx". Verifique se na tela do indicador é mostrado o modo teste (imagem padrão).



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

Figura 19-59 Formato de "Hidden Page" para os dados de calibração da R/T.

### Teste de calibração de "PITCH"

O teste de "TILT" deve ser executado antes do teste e calibragem de "PITCH".

1. Posicione a Chave de funções em "TST";
2. Pressione o botão de controle de "TILT" (STAB ON);
3. Pressione os botões "Wx" e "WxA" simultaneamente. Verifique se na tela do indicador é mostrado o menu "Hidden Page";

4. Pressione o botão de aumento de alcance (Range) para selecionar "R/T Calibration Data", no painel do indicador;
5. Verifique se a página "R/T Calibration Data" é mostrada na tela;
6. Posicione o indicador de atitude para 10° de arfagem e 0° de rolamento;
7. Verifique se na tela do indicador o "Pitch Angle" é indicado  $10.00 U \pm 1^\circ$  e os ângulos de "Antenna Elevation" são:  $L = 7.07 D \pm 1^\circ$ ,  $C = 10.0 D \pm 1^\circ$  e  $R = 7.07 D \pm 1^\circ$ ;
8. SE OS ÂNGULOS DE "Antenna Elevation" não são corretos, ajuste o controle de ângulo de Pitch, na base da antena, para uma indicação correta na tela do indicador;
9. Puxe o botão de controle de "TILT" (Stab OFF);
10. Verifique se na tela do indicador os ângulos de "Antenna Elevation" são:  $L = C+R+0.00 \pm 1^\circ$ ;
11. Empurre o botão de controle de "TILT (Stab ON);
12. Pressione o botão "Wx". Verifique se na tela do indicador é mostrado o modo teste (Imagem padrão).

### **Teste de calibração de "ROLL"**

O teste de "TILT", e teste de calibração de "PITCH", devem ser executados antes do teste de calibragem de "ROLL".

1. Posicione a Chave de funções em "TST";
2. Pressione o botão de controle de "TILT" (Stab ON);
3. Gire o controle de "TILT" para 0° conforme indicado em "TILT Setting" na tela;
4. Pressione os botões "Wx" e "WxA" simultaneamente. Verifique se na tela do indicador é mostrado o menu "Hidden Page";
5. Pressione o botão de aumento de alcance (Range) para selecionar "R/T Calibration Data", no painel do indicador;
6. Verifique se a página "R/T Calibration Data" é mostrada na tela;
7. Mantenha o indicador de atitude alinhado;
8. Ajuste o potenciômetro de compensação de "ROLL" no indicador de radar, para zero grau, como indicado na tela;
9. Posicione o indicador de atitude para 0° de arfagem e 30° de rolamento à direita;
10. Verifique se na tela do indicador é mostrado "Pitch Angle" e "TILT Setting" iguais a  $0.00 \pm 2^\circ$ , e os ângulos de "Antenna Elevation" são:  $L = 21.0 D \pm 2^\circ$ ,  $C = 0.00 \pm 2^\circ$  e  $R = 21.0 U \pm 2^\circ$ ;



11. Posicione o indicador de atitude para  $0^\circ$  de arfagem e  $30^\circ$  de rolamento à esquerda;

12. Verifique se na tela do indicador é mostrado "Pitch Angle" e "TILT Setting" iguais a:  $0.00 \pm 2^\circ$ , e os ângulos de "Antenna Elevation" são:  $L = 21.0 \pm 2^\circ$ ,  $C = 0.00 \pm 2^\circ$  e  $R = 21.0 \pm 2^\circ$ ;

13. Ajuste o controle de ângulos de "ROLL" na base da antena, se não foram encontrados os ângulos de "Antenna Elevation", nos passos 10 e 12. Então, repita os passos de 9 a 12;

14. Pressione o botão "W". Verifique se na tela do indicador é mostrado o modo teste.



## Referência Bibliográfica

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



## No Próximo Módulo

Caros alunos,

No próximo módulo vamos conhecer a tecnologia envolvida nos sistemas de piloto automático, sistema de referência de atitude e proa e sistema de instrumentação de voo.

Vamos juntos!



Fonte: veja.abril.com.br

## MÓDULO VI

# PILOTO AUTOMÁTICO, SISTEMA DE REFERÊNCIA DE ATITUDE E PROA E SISTEMA DE INSTRUMENTAÇÃO DE VOO

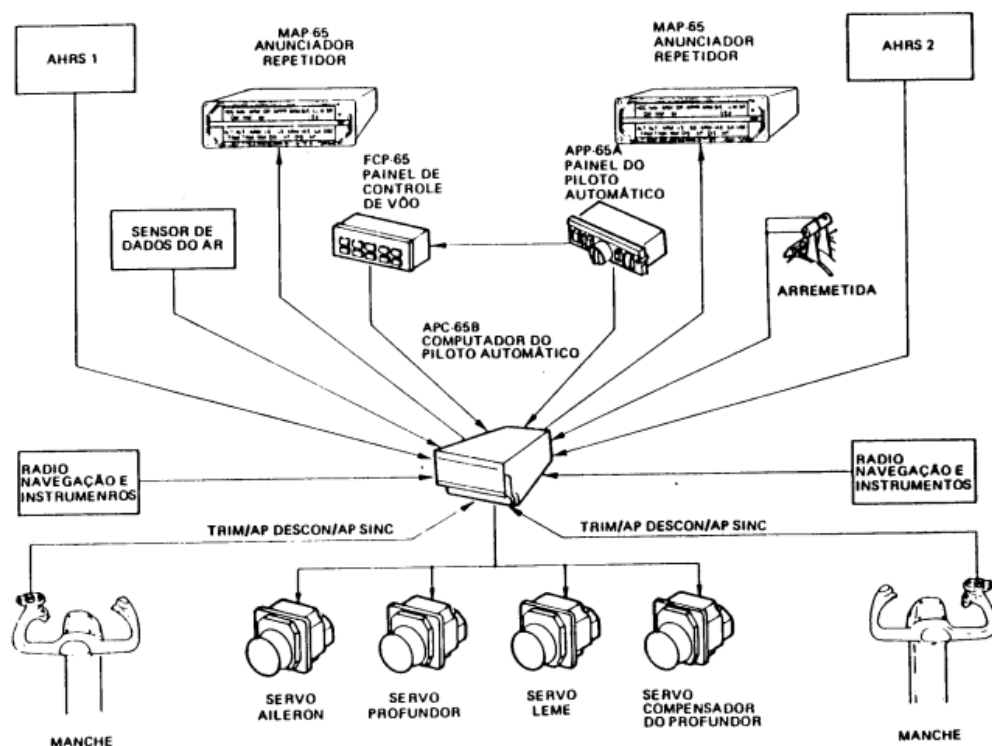
## INTRODUÇÃO

Caros alunos,

Neste último módulo estudaremos piloto automático, sistema de referência de atitude e proa e sistema de instrumentação de voo. Recursos desenvolvidos de forma a garantir pleno domínio sobre o voo e colocando a ciência aeronáutica como detentora de tecnologia de ponta.

Bons estudos!

## 6.1 PILOTO AUTOMÁTICO



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

Figura 19-60 Diagrama de bloco do sistema Piloto Automático.

### Introdução

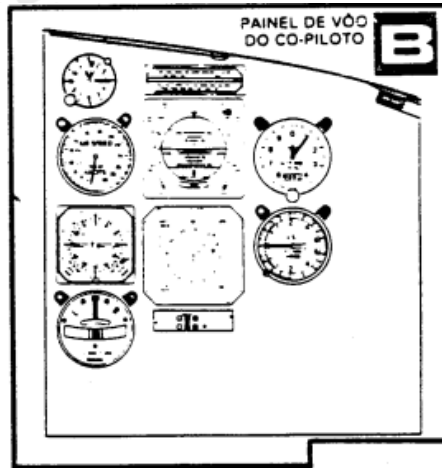
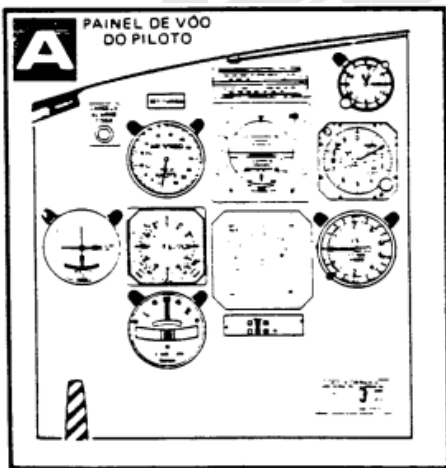
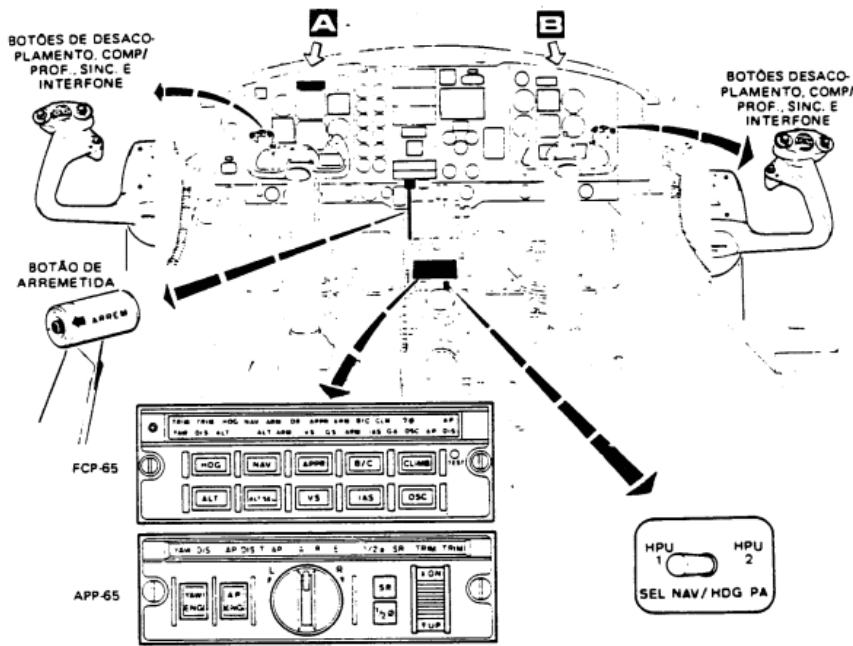
O sistema de piloto automático / diretor de voo, através do computador APC65B, fornece controle automático para os sistemas de comando dos ailerons, profundor e leme, de acordo com os modos de voo selecionados e um controle automático do compensador do profundor. Fornece, também, comandos do diretor de voo para arfagem e rolagem, sistema de alarmes e anunciadores de modos.

### Descrição e Localização dos Componentes

O sistema é composto por:

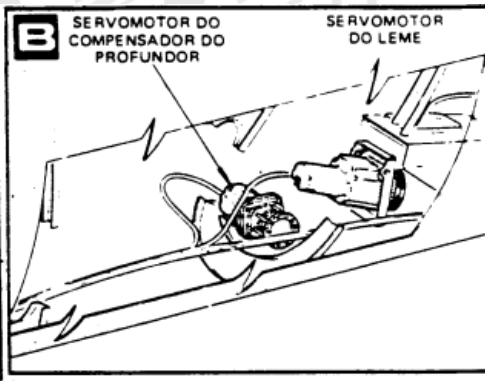
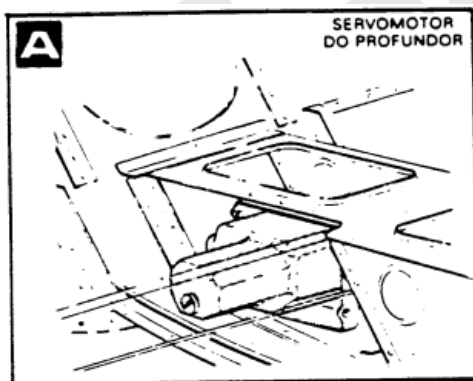
1. Um computador APC65;
2. Um painel do piloto automático APP65A;
3. Um painel de controle de voo FCP65;
4. Um painel anunciador de modos MAP65;
5. Um sensor de dados do ar ADS65C;

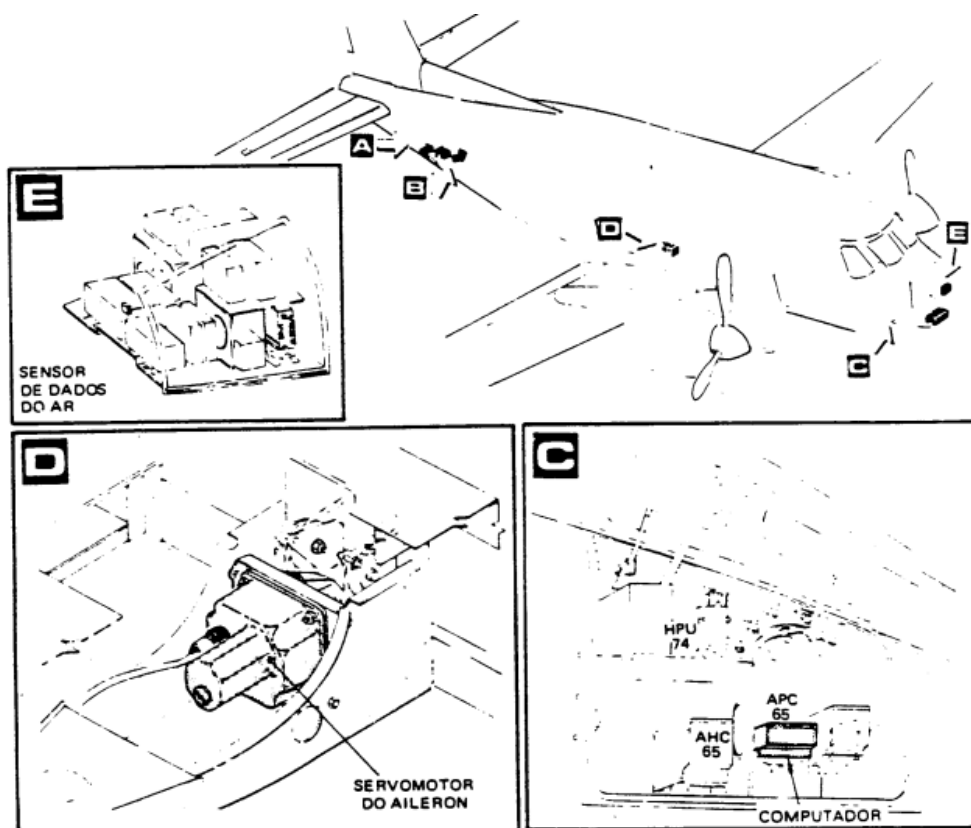
6. Chaves e botões externos.



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

Figura 19-61 Localização dos componentes do Piloto Automático(cabine).





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

Figura 19 62 Localização dos componentes do Piloto Automático (fuselagem).

## Computador APC65B

O computador do piloto automático é o centro de controle do sistema. Ele processa todos os sinais recebidos e os envia ao canal correspondente.

A interligação entre o computador e o seletor anunciador de modos FCP65 é feita através de uma barra de dados seriados.

Faz parte deste sistema a compensação elétrica manual do compensador do profundor (Trim), cujo módulo de controle está embutido no computador do piloto automático APC65A, sendo comandado através dos interruptores COMP / PROF, localizados nos manches.

Os dados requeridos para operação do computador são basicamente os seguintes:

- Dados de arfagem, rolamento, razão de guinada, aceleração lateral, aceleração vertical, fornecidos pelo sistema de Referência de Atitude de Proa (AHRS);
- Altitude e velocidade do sistema de dados do ar (ADS);
- Curso e erro de proa do EHSI;
- Sinais de radionavegação;

- Sinais discretos dos painéis de controle, monitores, bandeiras de alarme e outros.

Os sinais de saída fornecidos pelo computador são:

- Comandos de direção de arfagem e rolamento;
- Comandos de direção do motor para cada servo;
- 28 VCC e um sinal de terra controlado, gerado para cada canal de comando, o qual permite o controle do campo magnético de cada servo;
- Aviso de falhas de AP, TRIM e SERVO.

Os sinais de radionavegação ligados ao piloto automático / diretor de voo são:

- VOR / LOC (V / L);
- GLIDESLOPE (GS);
- MARKER BEACON (MB);
- Rádio Altimetro.

Os componentes do computador do piloto automático mostrado na figura 19-63, são divididos em duas partes:

- Um computador de comando do diretor de voo, composto basicamente de um microprocessador 6802;
- Quatro cartões independentes nos computadores dos servos, um para cada canal (arfagem, rolamento, guinada e compensador elétrico), baseados em microprocessadores 6502.

O computador de comando do diretor de voo processa os sinais dos circuitos periféricos e apresenta os resultados através dos "FIS" (Sistema de Instrumentos de Voo).

Aos sinais de arfagem e os de rolagem são enviados para os computadores dos servos de arfagem e rolagem (microprocessadores). Estes cartões de servos combinam-se na computação de atitude básica com o sinal de direção apropriada do diretor de voo. O sinal assim obtido é utilizado para atuar os respectivos servos (arfagem e rolamento).

Os sinais de guinada como "ERRO DE PROA (Heading Course) e DADOS DE CURSO (Course Datum) são provenientes do Computador de Dados de Proa (HPU) e os sinais de RAZÃO DE CURVA (Turn Rate) e ACELERAÇÃO LATERAL (Lateral Acceleration) são provenientes do AHRS e processados através de microprocessadores para

o funcionamento correto do AMORTECEDOR DE GUINADA (Yaw Damper) e coordenação de curva.

A operação do compensador é feita através do servo compensador do profundor. A excitação para o servo é fornecida pelas chaves do compensador do profundor, o qual permite o ajuste manual através do sistema do compensador elétrico ou através do APC65B para a atuação automática do compensador do profundor com o piloto automático engajado.

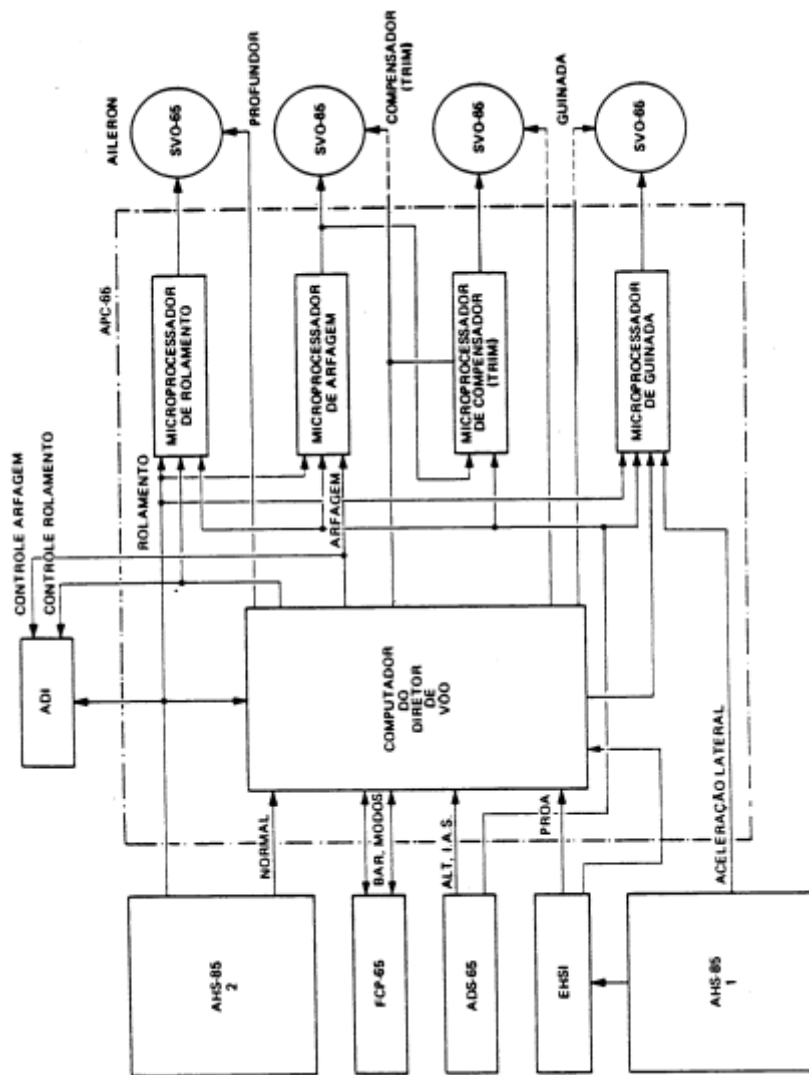
**Painel do Piloto Automático** - É um painel montado através de "DZUS", ao pedestal de manetes, provido de controles do piloto automático e de anunciadores.

O painel do piloto automático (APP65A) é interligado no sistema do piloto automático (APS65), ao computador do sistema (APC65B) e ao painel de controle de voo (FCP65).

O painel possui as teclas AP ENG, YAW ENG, SR e 1/2 Ø, os controles de inclinação lateral (TURN) e vertical (DN / UP). Possui também, na parte superior, um anunciador que fornece indicações contínuas da operação do sistema.

A função de cada tecla e controle do painel do piloto automático são descritos a seguir.

**Tecla YAW ENG** - Engaja e desengaja o servo do leme.



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

Figura 19-63 Diagrama bloco do computador do Piloto Automático.

**Tecla AP ENG** - Engaja todos os servos do piloto automático, incluindo o do leme e o servo do compensador do profundor (TRIM) e desengaja todos os servos do piloto automático exceto o do leme. O servo do leme será desengajado quando a tecla YAW ENG ou os interruptores do desengajamento do sistema, localizado no manche, forem acionados.

**Tecla SR** - Ativa o modo SOFT-RIDE no computador do piloto automático para fornecer incrementos que suavizam o comando do avião, melhorando o conforto dos passageiros durante condições de turbulência.

**Tecla 1/2 Ø** - Ativa o modo HALF-BANK, limitando o comando do ângulo de inclinação num limite de metade do valor normal. Pode ser selecionado em conjunto com os modos HDG e rolamento básico.

**Controle vertical DN/UP** - Proporciona o controle manual do eixo de arfagem quando o piloto automático está engajado. É um controle balanceado através das molas com



duas posições de contatos momentâneos (DN e UP), e é atuado quando mantido em uma das posições por mais de um segundo.

**Controle L/R (TURN)** - Controla o ângulo de inclinação lateral, sendo esse ângulo proporcional ao deslocamento do botão de rolamento.

Os anunciadores do painel do piloto automático são codificados através de cores para melhor reconhecimento do estado do modo selecionado:

**YAW (verde)** - Indica que o amortecedor de guinada está engajado.

**DIS (YAW) (âmbar)** - Indica que o amortecedor de guinada está desengajado.

O anunciador DIS piscará por 5 segundos e apagar-se-á. O anunciador também iluminará quando o amortecedor de guinada estiver engajado e o botão SYNC for pressionado.

**AP (verde)** - Indica que o piloto automático está engajado.

**DIS (AP) (âmbar)** - Indica que o piloto automático está desengajado. O anunciador DIS piscará por 5 segundos e apagar-se-á. O anunciador também iluminará quando o piloto automático estiver engajado e o botão PILOT AUTOM SYN for pressionado.

**T (âmbar)** - Indica falha do servo do compensador do profundor (TRIM).

**AP (vermelho)** - Indica falha do piloto automático.

**A (âmbar)** - Indica falha do servo do aileron.

**R (âmbar)** - Indica falha do servo do leme.

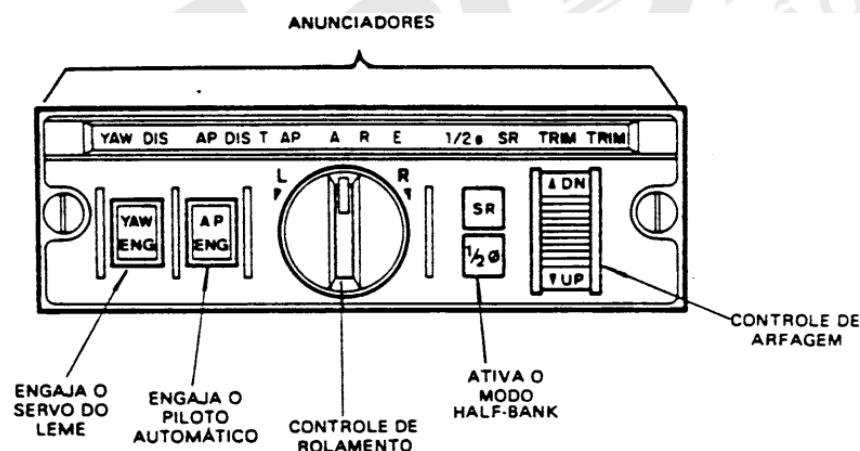
**E (âmbar)** - Indica falha do profundor.

**1/2 Ø (verde)** - Indica que o modo HALFBANK foi selecionado.

**SR (verde)** - Indica que o modo SOFT-RIDE foi selecionado.

**TRIM (vermelho)** - Indica falha do sistema do compensador do profundor.

**TRIM (branco)** - Indica que o sistema do compensador está em operação.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-64 Painel do Piloto Automático

**Painel de Controle de Voo** - O painel de controle de voo FCP 65 é instalado com "dzus", usado para selecionar e mostrar os modos de operação do diretor de voo ou sistema do piloto automático. O painel de controle FCP 65 provê a seleção de modo de operação através de teclas do tipo "pressiona-liga / pressionada-desliga", com indicação da função selecionada, apresentada pelo anunciador de modos na parte superior do próprio painel e pelos repetidores anunciadores de modo MAP 65, localizados no painel de instrumentos.

A seleção de modos através do painel de controle é interligada ao computador do piloto automático AP 65B, para assegurar que somente modos compatíveis são selecionados ao mesmo tempo.

O painel de controle de voo também envia os comandos do piloto automático para o computador do piloto automático e a lógica do modo de controle de voo para outros equipamentos no sistema.

A função de cada botão no painel de controle de voo FCP 65 é descrita a seguir:

**HDG** - Seleciona o modo proa (HEADING);

**NAV** - Seleciona o modo navegação;

**APPR** - Seleciona o modo aproximação;

**ALT** - Seleciona o modo altitude;

**B/C** - Seleciona o modo aproximação pelo curso reverso;

**ALT SEL** - Seleciona o modo altitude pré-selecionada;

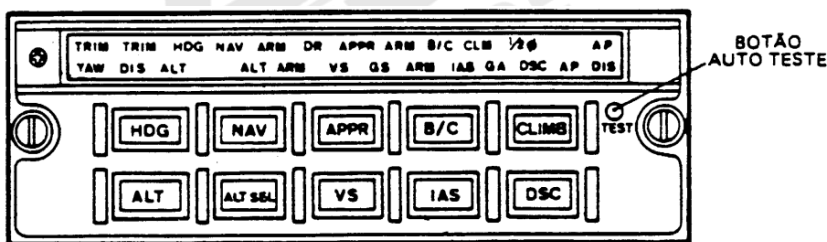
**IAS** - Seleciona o modo velocidade do ar, indicada;

**VS** - Seleciona o modo velocidade vertical;

**CLIMB** - Seleciona o modo subida;

**DSD** - Seleciona o modo descida;

**TEST** - Ativa o procedimento de autoteste e seleciona o modo diagnóstico, constituído de uma lâmpada-teste e outras rotinas, que podem ser executadas em solo como ajuda na manutenção. O modo teste pode ser usado quando em voo, porém o botão TEST deve ser pressionado e mantido até a leitura do diagnóstico, e então liberado.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-65 Painel de controle de voo.

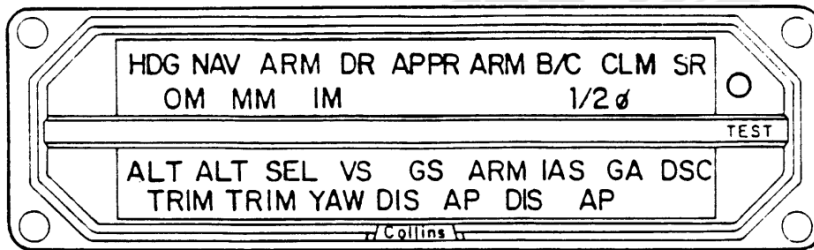
**Painel anunciador de modos** - O painel MAP 65 provê uma completa apresentação de todas as funções do piloto automático, através de anunciadores de modo e anunciadores que indicam a passagem pelos sinais dos marcadores interno, intermediário e externo. Os anúncios possuem codificação através de cores para melhor reconhecimento do estado do modo.

As cores são:

**VERDE** - Para condição ativa;

**BRANCO** - Para condição armada;

**VERMELHO** - Para condição de falha.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-66 Anunciador de modos.

ANUNCIADOR	CONDIÇÃO PARA ATIVAR	COR ATIVA	COR ARM	COR ALARME
HDG	Mostra a proa selecionada. Iluminará automaticamente se NAV, APPR ou B/C forem selecionados, mas não ocorrerá captura.	Verde		
NAV	Seleção do modo NAV.	Verde		
APPR	Seleção do modo APPR.	Verde		
GS	Indica captura GLIDESLOPE.	Verde		
AP	Indica PA engajado.	Verde		
ALT	Seleção do modo ALT HOLD ou após captura de ALT SEL.	Verde		
IAS	Seleção do modo velocidade do ar (IAS).	Verde		
VS	Seleção do modo velocidade vertical.	Verde		
DSC	Seleção do modo descida	Verde		
GA	Indica que o sistema está no modo arremetida.	Verde		
CLM	Seleção do modo CLIMB	Verde		
YAM	Indica que o canal guinada está engajado.	Verde		
DR	Indica computação mantida no cone de silêncio sobre o VOR.	Verde		
ARM	Indica condições de modo armado para captura.		Branco	
B/C	Indica condição do modo reverso.	Verde		
DIS	Anuncia que YAM e AP foram desengajados. Piscará por aproximadamente 5 segundos. Durante o tempo em que a chave SYNC estiver pressionada o DIS estará aceso. Quando a chave SYNC for liberada, o anunciador apagará.	Âmbar		
ALT ARM	Mostra que a altitude pré-selecionada está armada para a captura automática.	Verde(ALT)	Branco (ARM)	
AP	Indica falha entre funções duplas de segurança. Piloto automático desengaja automaticamente.			Vermelho
TRIM	Indica falha do servo do compensador no piloto automático ou operação elétrica manual.			Vermelho
TRIM	Indica movimento do servo do profundor para operação do piloto automático.	Branco		
1 / 2 Ø	Indica seleção de modo HALF BLANK.	Verde		
S / R	Indica seleção de modo SOFT-RIDE	Verde		
OM	Indica passagem sobre o marcador externo (MAP) somente.	Âmbar		
MM	Indica passagem sobre o marcador intermediário (MAP somente).	Âmbar		
IN	Indica passagem sobre o marcador externo (MAP somente).	Branco		

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

Esta tabela mostra a relação dos anunciadores do MAP 65 e do FCP 65.

### Sensor de dados do ar

- É um sensor utilizado para converter as variações de pressão estática e dinâmica em sinais analógicos usados pelo sistema de piloto automático ou diretor de voo.

O sensor de dados do ar fornece informações de velocidade do ar, altitude barométrica, velocidade vertical, altitude indicada, e erro de velocidade vertical indicada, usadas no computador do piloto automático ou no computador do diretor de voo.

O sensor de dados do ar possui capacidade de sincronização interna e contém circuitos internos de autoteste para auxiliar na pesquisa de panes.

As saídas do sensor de pressão fornecem sinais analógicos para o controlador diretor de voo ou computador do piloto automático, com informações de velocidade do ar (proveniente do sensor de pressão diferencial) e altitude barométrica (proveniente do sensor de pressão absoluta).

A informação de velocidade vertical é derivada da razão de variação do sinal de altitude barométrica.

#### **Chaves e botões externos:**

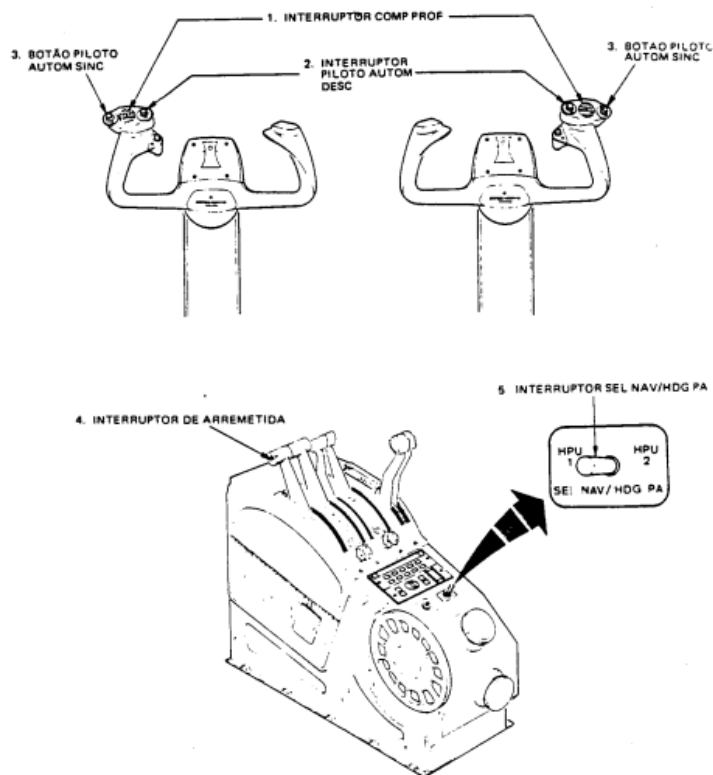
Botão **PILOTO AUTOM SYNC** - Localizado no manche, permite manobras da aeronave para nova altitude, sem desengajar o piloto automático;

Botão **ARREM** - Localizado na manete de potência, permite selecionar o modo arremetida;

Botão **PILOTO AUTOM DESC** - Localizado no manche, permite desengajar o piloto automático rapidamente;

Botão **COMP / PROF** - Localizados no manche, comandam o motor do servo do compensador do profundor;

Interruptor **SEL NAV / HDG PA** - Seleciona a fonte de navegação (HPU1 ou HPU2) a qual o piloto automático irá acoplar. O circuito possui um circuito de proteção que impede a mudança de fonte pelo interruptor, enquanto o piloto automático estiver acoplado.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-67 Comandos externos do piloto automático.

## Operação

**Engajamento** - As teclas de ação momentânea (pressiona-liga/pressiona-desliga) do painel do piloto automático são utilizadas para engajar os três eixos do piloto automático e o comando automático do servo do compensador do profundor.

Nota - Caso ocorra uma condição insatisfatória, a bandeira do computador aparecerá no ADI.

As seguintes funções são monitoradas pelo computador:

- Monitoramento da informação de atitude;
- Validade do receptor de navegação;
- Validade do receptor de GLIDESLOPE;
- Fluxo do programador do microcomputador;
- Corrente do servomotor e razão do comparador;
- Monitoramento do ADS.

O engajamento não ocorrerá se a atitude do avião exceder 30° em arfagem e 45° de rolamento. Se o piloto automático já estiver engajado, nestas condições ele será desengajado automaticamente. Se o piloto automático estiver engajado e for usado o modo SYNC, para pilotar a aeronave, além de seus limites de arfagem e rolamento, a aeronave retornará ao limite máximo quando o botão PILOTO AUTOM SYNC for solto.

Nota: O limite de comando de atitude para inclinação é de  $\pm 30^\circ$  no modo básico de arfagem / inclinação (PITCH / BANK) e 25° nos modos laterais (exceto após a captura do feixe de GS, o qual prevê 15° de comando de inclinação), sendo que o limite de comando de arfagem é de +20° e -10°.

### Modos Laterais

Quando os modos laterais não são selecionados no painel de controle de voo FCP 65, o engajamento do piloto automático será no modo básico. O modo básico lateral do piloto automático é acionado através do botão de controle TURN (L / R), que comanda suavemente o ângulo de inclinação do avião, proporcional ao deslocamento do botão. Quando o botão está na posição central (DETENT), a tensão enviada pelo potenciômetro (acoplado ao controle TURN) do computador do piloto automático é de 0 VCC e portanto 0° de inclinação, fazendo com que o sistema mantenha as asas niveladas.

Os modos laterais para operação com o sistema de Piloto automático/Diretor de voo são os seguintes:

Nota - Quando um dos modos laterais é selecionado, as barras de comando aparecem no ADI.

**HDG (proa)** - Quando o modo HDG é selecionado com o sistema do piloto automático engajado, este comandará o voo da aeronave, e manterá fixada no índice de proa, no indicador de situação horizontal eletrônico (EHSI). Para operação correta, o índice de proa não deve ser indicado mais que 135° da proa do avião, quando o modo HDG é selecionado.

**NAV (navegação)** - Quando o modo NAV é selecionado com o modo HDG pré-selecionado, os anunciadores HDG verde, NAV verde e ARM branco, se iluminarão, e o ponteiro de curso no EHSI deve estar posicionado para o curso desejado. Nesta condição, o sistema intercepta e captura o curso de VOR ou LOC, e o modo HDG então se desacoplará. Os anunciadores HDG e ARM apagar-se-ão e a aeronave girará para o curso

central do feixe (VOR ou LOC). Vento cruzado de até 45 graus é automaticamente computado após a captura do curso.

**APPR (aproximação)** - O modo APPR pode ser usado quando uma aproximação ILS é desejada.

**Aproximação VOR** - Quando o receptor NAV é sintonizado para uma frequência de VOR e o modo APPR é selecionado, o sistema entra por si só no submodo NAV-ARM, para um dos ângulos de captura, similar ao modo NAV. Nesta condição, o computador seleciona o ganho interno e provê o comando de direção para os submodos de captura e curso.

No espaço de tempo sobre a estação, o sistema é provido com o mínimo de sinal requerido para o piloto fazer alguma mudança necessária de curso, para uma aproximação VOR de vento a favor.

Neste submodo, a operação GLIDESLOPE é desativada e o sistema anunciará o APPR, ARM e DR (zona de silêncio), a cada estágio apropriado de aproximação.

**Aproximação ILS** - O sistema de direção de voo configura uma total aproximação ILS quando o receptor NAV é sintonizado a uma frequência LOC com o modo APPR selecionado.

A operação LOC é similar à descrita para o modo NAV, exceto que os canais apropriados são providos no computador (curso e captura), permitindo operação adaptada para o feixe geométrico do LOC. Quando o sistema está preparado para rastreamento, o anunciador GS ARM no painel de controle iluminará, indicando que o sistema está em captura do feixe do Glideslope.

Quando no modo Glideslope, qualquer outro modo vertical selecionado será automaticamente desativado.

**Aproximação BACK-COURSE (Reverso)** - Este modo é similar ao modo aproximação ILS, exceto que com o modo B / C selecionado, o anunciador B / C iluminará e a operação Glideslope é bloqueada. Os anunciadores B / C, APPR e ARM são ativados neste modo, em estágios apropriados de aproximação.

**Modos verticais** - Quando um modo lateral é selecionado no diretor de voo e o piloto automático é engajado sem que um modo vertical esteja selecionado, comandos são fornecidos pelo computador para manter a presente condição de arfagem no instante da seleção do modo.



Se o modo lateral é cancelado e o piloto automático permanece engajado, ou quando o piloto automático é engajado sem que os modos laterais estejam selecionados, o sistema mantém o avião fixo na presente condição de arfagem.

Através do controle vertical DN / UP, localizado no painel do piloto automático APP 65, é possível fornecer incrementos à atitude vertical, de maneira a provocar uma primeira mudança de arfagem ou uma razão constante de arfagem se o controle for mantido acionado por mais de um segundo. Os incrementos fornecidos são:

- Modo Básico - 0,5 grau por passo ou 1 grau por segundo, continuamente pressionando a chave;
- IAS - 1 nó por passo;
- ALT - 25 pés por passo;
- V / S - 200 pés / min por passo.

O sistema de sincronização permite ao piloto sobrepujar os controles através do botão PILOTO AUTOM SYNC localizado no manche. Quando pressionado o botão PILOTO AUTOM SYNC, um sinal de sincronismo é aplicado ao computador, que interrompe o engajamento da embreagem dos servos. Soltando o botão PILOTO AUTOM SYNC, é liberado o reengajamento dos servos através do computador que volta a comandar a atividade do modo lateral e sincronismo do ângulo de arfagem para a presente condição. O retorno da atividade do modo lateral é reforçado pelo comando do circuito de suavização.

Os seguintes modos verticais podem ser selecionados para o sistema de Piloto automático/Diretor de voo:

**ALT** - Quando o modo ALT (altitude) é selecionado, o piloto automático provê comandos ao sistema para manter a altitude selecionada no momento da ativação do modo.

Os desvios de altitude, no instante em que o modo foi selecionado, são apresentados no ADI como comando de arfagem.

Durante uma apresentação com altitude pré-selecionada, a velocidade vertical será reduzida para 500 pés/minuto ou menos, até a altitude requerida ser alcançada. Nestas condições, o anunciador ALT (verde) iluminar-se-á. O modo ALT pode ser cancelado se os modos IAS ou VS forem selecionados, ou se o botão ALT for pressionado novamente.

**Nota** - O piloto automático mantém a aeronave na altitude selecionada pela mudança de arfagem da mesma. O piloto deve manter suficiente potência ajustada para garantir uma velocidade de segurança.

**PITCH** - O computador APC 65 permanece automaticamente no modo PITCH HOLD, quando o modo vertical não é selecionado. O dado de arfagem presente é verificado e armazenado pelo computador para gerar comandos de direção de arfagem para manter a aeronave no novo ângulo de arfagem referenciado.

A referência do ângulo de arfagem pode ser modificada pelo botão PILOTO AUTOM SYNC no manche. Este botão, quando pressionado, interrompe a entrada do computador e desengaja o piloto automático momentaneamente, para permitir ao piloto o controle da aeronave manualmente.

As barras de comando do ADI então proveem comando para manter a nova referência de atitude de arfagem.

Com um modo vertical selecionado (ALT, IAS ou VS), a operação do botão SYNC cancela o modo vertical e sincroniza o sistema com a presente atitude de arfagem.

O botão PILOTO AUTOM SYNC quando pressionado, não cancela o modo vertical durante o rastreamento do Glideslope.

Quando o botão PILOTO AUTOM SYNC é liberado, o piloto automático reengaja e o computador auto sincroniza o presente (novo) ângulo de arfagem. Os comandos de atitude de arfagem são referenciados para o novo ângulo de arfagem.

**IAS** - O modo IAS (Velocidade do ar indicada) provê comandos para manter a aeronave a uma velocidade de referência, como a presente no tempo da seleção do modo. O sistema provê comando para o piloto automático, o qual mantém a velocidade de referência da aeronave no momento da mudança de atitude de arfagem. Estes comandos são apresentados pelas barras de comando do ADI. Neste modo, o anunciador IAS (verde) ilumina-se no painel de controle de voo. O modo IAS pode ser cancelado pela seleção dos modos ALT ou VS, ou pressionando-se o botão IAS outra vez, ou ainda pelo uso do botão SYNC no manche.

O modo IAS pode ser selecionado durante todos os modos de operação, exceto após a captura do Glideslope no modo APPR.

**VS** - O modo Velocidade Vertical provê comandos para manter a aeronave na velocidade vertical presente no momento da seleção do modo. Neste modo o anunciador VS (verde) ilumina-se no painel de controle de voo. O modo VS pode ser cancelado selecionando-se os modos ALT ou IAS, ou pressionando-se o botão VS outra vez ou ainda pressionando-se o botão SYNC no manche. O modo VS pode ser selecionado durante todos os modos de operação, exceto após a captura de Glideslope no modo APPR.

**ALT SEL** - O modo Altitude Pré-selecionada trabalha em conjunto com o sistema Altitude Alerta. Quando o ALT SEL é selecionado, o sistema é armado para prover comando, o qual dirige a aeronave para a altitude pré-selecionada. Ao alcançar a altitude pré-selecionada, o sistema automaticamente comuta para o modo ALT HOLD, e então funciona como se tal modo tivesse sido selecionado no painel. Os anunciadores ALT (verde) e ARM (branco) se iluminarão.

**GA** - Arremetida (Go Around)

Nota - O modo Arremetida (GA) pode ser selecionado a qualquer tempo, bem como interromper a aproximação. O sistema do piloto automático permite aos pilotos escolher uma arremetida (GA) desacoplada usando somente o Diretor de Voo.

O modo Arremetida (GA) é um modo de cabrar fixado em sete graus de arfagem, o qual é selecionado pressionando-se o botão ARREM, localizado na manete de potência. O modo arremetida (GA), com o PA desacoplado, pode ser selecionado em qualquer modo lateral, quando usando diretor de voo e é cancelado pela seleção de um modo lateral. O modo Arremetida (GA), com PA engajado, poderá ser acoplado somente no modo aproximação (APPR) e desacoplado como no caso do diretor de voo. O sistema é internamente sincronizado para a atitude de arfagem da aeronave, no período de arremetida e manterá o comando do ângulo de arfagem após ter sido selecionado um modo lateral.

A operação do botão PILOTO AUTOM SYNC cancelará o modo GA e sincronizará o comando vertical à altitude da aeronave.

O reengajamento do piloto automático durante a condição de arremetida (GA), cancela este modo e sincroniza os comandos do piloto automático para o ângulo de arfagem da aeronave no instante do engajamento e mantém a asa nivelada.

**CLIMB (subida)** - Antes de selecionar o modo CLIMB, a altitude desejada deve ser selecionada no pré-seletor de altitude. Quando o modo CLIMB é selecionado, o piloto automático começa uma subida gradual, estabilizando-se em uma velocidade indicada, definida pelo perfil de subida. Este perfil é uma constante de 155 KIAS até 20.000 pés e decresce com uma razão de aproximadamente 2 kts / 1000 pés para 140 KIAS até 27.500 pés.

Quando a altitude é capturada, o sistema engaja automaticamente o modo de altitude HOLD (ALT) e o modo CLIMB é cancelado. Os anunciadores CLM e ALT ARM acendem quando o modo é selecionado.

**Nota** - Se o modo CLIMB for selecionado a uma velocidade abaixo do padrão do perfil de subida, o piloto automático diminuirá a razão de subida para 50 pés por minuto de

modo a aumentar a velocidade aerodinâmica do perfil de subida. O piloto tem a responsabilidade de manter a potência adequada para garantir um perfil padrão de velocidade de subida.

**DSC (descida)** - Antes de selecionar o modo DSC, a altitude desejada deve ser selecionada no pré-seletor de altitude.

Quando o modo de descida (DSC) é selecionado, o piloto automático começa a descida gradual, estabilizando em uma razão média de 2000 pés por minuto. O piloto pode variar a razão de descida operando a chave do controle vertical (DN /UP). Os anunciadores DSC e ALT ARM acendem quando este modo é selecionado.

### Teste do Sistema

**Teste no solo** - Ao pressionar-se o botão TEST, no painel de controle de voo FCP65, todos os anunciadores de modo iluminam-se e apagam dentro de alguns segundos, ficando aceso apenas o anunciador GA, indicando não uma falha, mas uma condição perfeita de teste no solo. Ao pressionar o botão TEST novamente, o anunciador GA apaga-se.

**Teste em voo** - É realizado pressionando-se continuamente o botão TEST. Todos os anunciadores se acendem, e se apagam em seguida, exceto em caso de falha. Liberando-se o botão TEST, os anunciadores voltam à condição normal de voo.

BANDEIRAS DO MONITOR DO DIRETOR DE VÔO		
Luz anunciadora	Indicação	Cor
AP	Falha do Servo de Arfagem	Verde
DIS(AP)	Falha do Servo de Rolagem	Ambar
YAW	Falha do Servo do Compensador	Verde
DIS (YAW)	Falha do Servo de Guinada	Ambar
HDG	Falha do Cartão Compasso	Verde
NAV	Falha do Giro	Verde
ARM (NAV)	Falha do Monitor do Giro Cosseno	Branca
DR	Falha dos Sensores de Dados Ambientais	Verde
B / C	Falha do Temporizador do Computador	Verde
ALT	Falha de Energia Elétrica no Computador	Verde
ALT / ARM	Falha da Barra Serial de Dados do Computador	Verde
GS	Falha da Memória do Computador ou Controle Seqüencial de Espera	Verde
ARM (GS)	Falha do Comando Integrado de Arfagem e Rolamento	Branca
IAS	Falha da Razão do Teste do IAS	Verde
GA	Indicador de Teste de Solo (não indica falha)	Verde
TRIM	Falha do Pré-engajamento	Branca

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

## 6.2 SISTEMA DE REFERÊNCIA DE ATITUDE E PROA

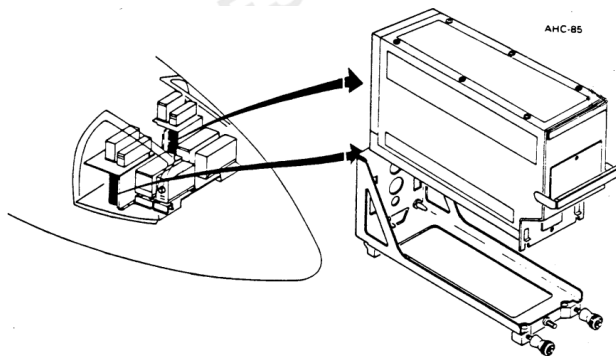
O Sistema de Referência de Atitude e Proa COLLINS AHRS-85, sente a velocidade angular e a aceleração linear sobre os três eixos do avião e processa esses dados, juntamente com a informação de compensação do diretor de fluxo, a fim de fornecer a indicação de atitude e proa do avião.

O sistema envia sinais para o piloto automático, diretor de voo, radar e RMI. A aeronave possui dois sistemas idênticos e independentes.

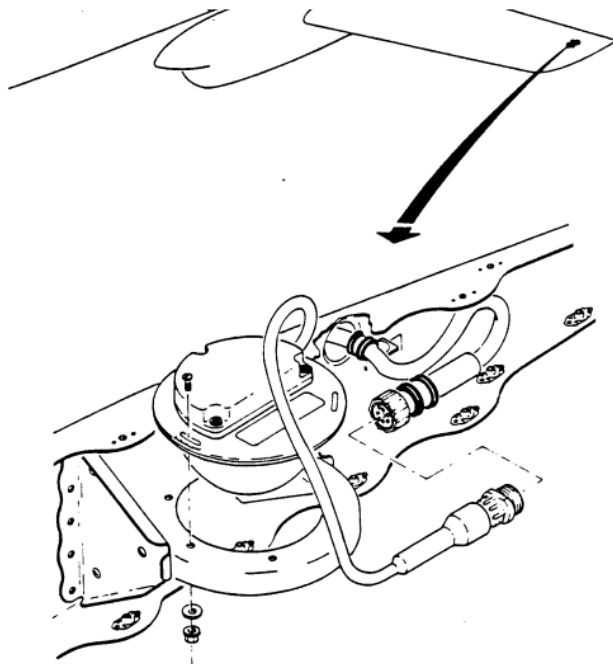
### Descrição e Localização dos Componentes

Cada AHRS consiste de:

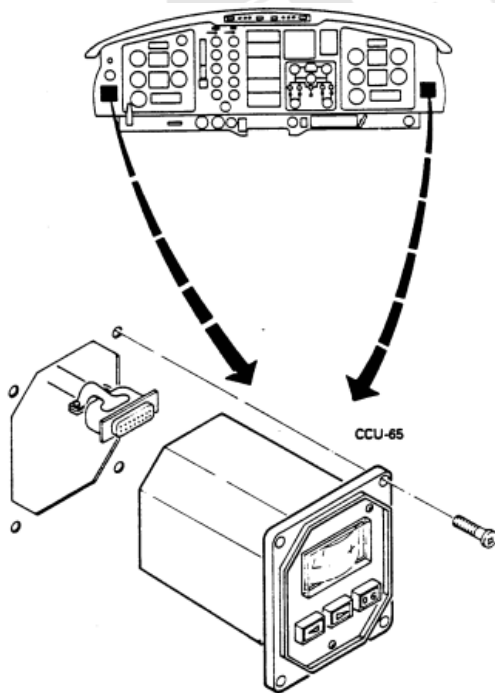
- Um computador AHC-85, instalado no compartimento eletrônico;
- Uma unidade detectora de fluxo FDU-70, instalada na ponta da asa;
- Uma unidade de controle de compensação CCU-65, instalada no painel principal.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-68 Localização do Computador AHC-85



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-69 Localização do Detector de Fluxo FDU-70 19-62



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 10-70 Localização da Unidade de Controle e Compensação CCU-65

**Computador de Atitude e Proa** - O AHC-85 fornece a orientação do avião, gerando uma velocidade angular e uma aceleração linear, através de seus elementos sensores.

O AHC compreende dois sensores inerciais, computação e circuito I/O, necessários para gerar saídas analógicas e digitais.

Os dois sensores inerciais recebem energia e excitação do motor, independentemente. A operação dos sensores é baseada no uso de acelerômetros piezoelétricos. Cada sensor contém quatro elementos piezoelétricos os quais, montados em uma estrutura giratória de velocidade constante, fornecem sinais de velocidade e aceleração.

Dois elementos sensores de velocidade, montados ortogonalmente em um eixo giratório, medem a velocidade angular, e dois elementos sensores de aceleração, montados ao longo do eixo giratório do conjunto sensor, medem a aceleração linear.

Um sensor mede a razão de inclinação e guinada, PITCH e YAW e o outro mede o rolamento e guinada, ROLL e YAW.

Deste modo, o único risco de perder a informação de proa é a falha de ambos os sensores. O AHC-85 recebe sinal do detector de fluxo - FDU e do sensor de dados do ar - ADS. Cada computador recebe um sinal indicador de condição de voo ou de solo, de um sensor instalado no amortecedor do trem de pouso (esquerdo e direito), para determinar o tempo de inicialização do sistema.

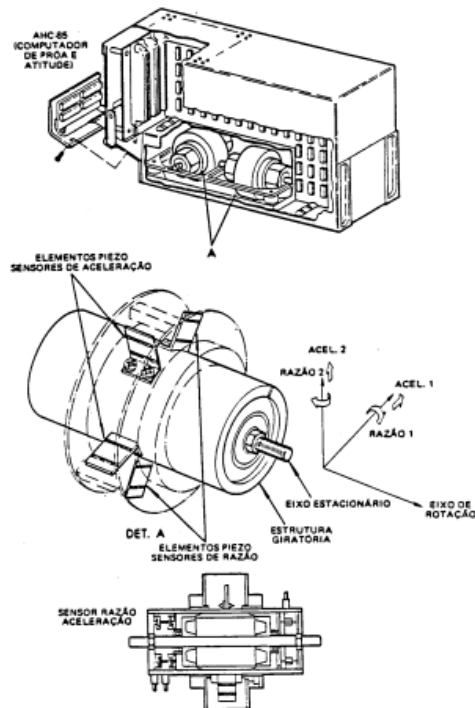
Cada computador envia os seguintes sinais:

- Sinal discreto de validade de atitude (ATTVALID) para o computador do piloto automático;
- Sinal discreto de validade de proa (HDGVALID) para o computador do piloto automático, unidade de processamento HPU74 e RMI-36;
- Sinal síncrono de proa para o RMI-36;
- Sinais de rolamento e arfagem, razão de rolamento, razão de arfagem, razão de curva, aceleração normal, aceleração lateral para o computador do piloto automático;
- Sinais de excitação para o detector de fluxo FDU-70 e unidade de controle e compensação CCU-65;
- Sinal para a respectiva lâmpada de teste, de modo a indicar aos pilotos que o computador está realizando seu teste interno.

Somente o AHC 1 envia sinais de arfagem e rolamento para estabilização da antena de radar RDS 82.

A alimentação do AHC 1 é feita pela barra de emergência, enquanto que, o AHC 2 é alimentado pela barra principal. No caso da tensão em qualquer das barras cair abaixo dos valores normais, a bateria de emergência assume a alimentação do AHC, até que a tensão primária volte ao valor normal.

A alimentação de 28 V/400 Hz do AHC 1 é feita pela barra de emergência enquanto que o AHC 2 é alimentado pela barra principal.



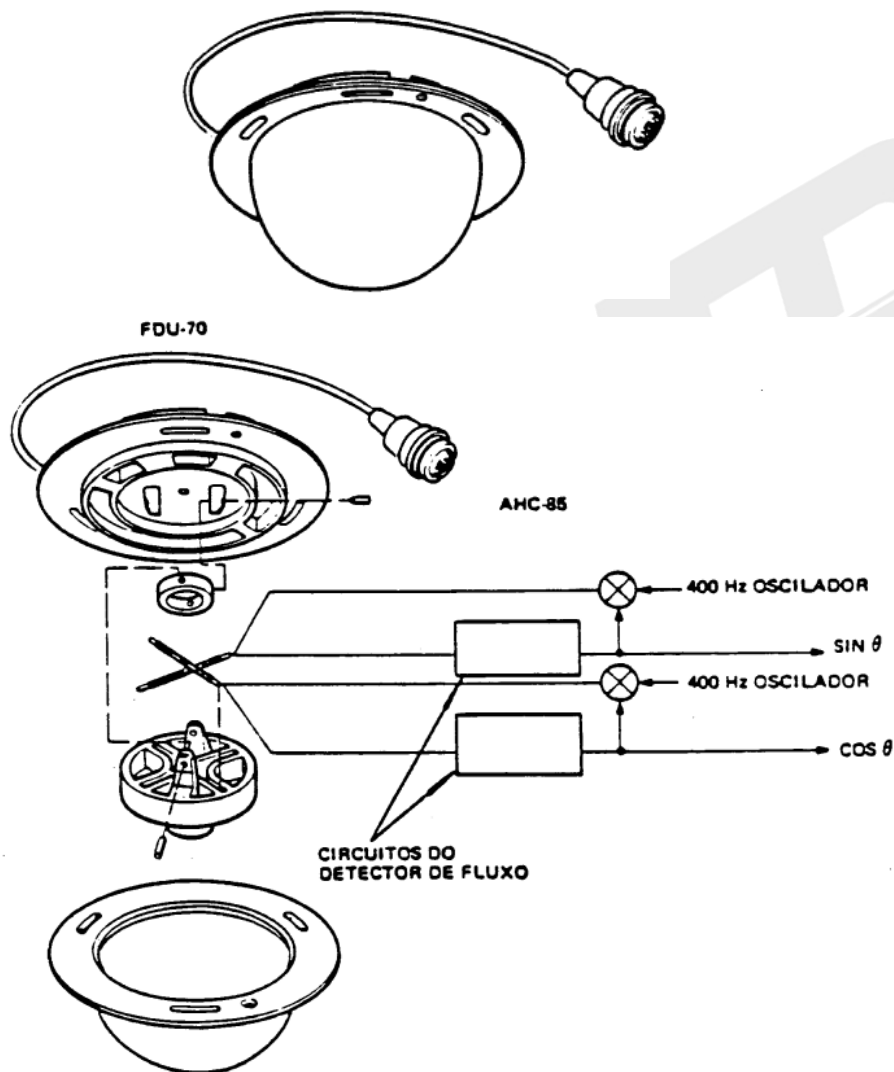
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-71 Computador de proa e atitude AHC-85

**Unidade detectora de fluxo** - O detector de fluxo FDU-70, é um sensor que consiste de duas bobinas montadas ortogonalmente, suspensas no plano horizontal. Este sensor percebe e converte a componente horizontal do campo magnético da terra, em sinais elétricos, como componentes de seno e cosseno.

O computador envia um sinal de excitação às bobinas do detector de fluxo e processa a saída do detector, a fim de obter informação de proa magnética.

As detectoras de fluxo estão instaladas uma em cada ponta de asa, alinhada com o eixo longitudinal do avião.





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

Figura 19-72 Detector de fluxo

**Unidade de Controle e Compensação** - É uma unidade usada para controle e compensação do sistema. Estas unidades estão instaladas no painel principal, uma para cada piloto.

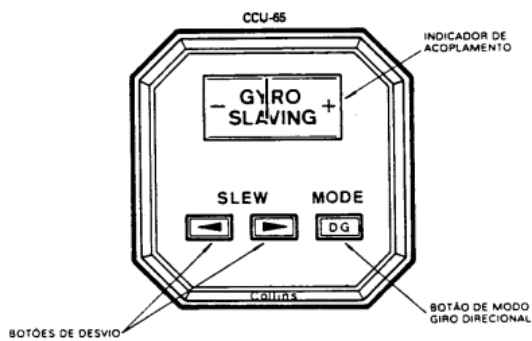
A CCU-65 possui ajustes do SLAVE, um botão (Push-button) do modo de operação DG, um INDICADOR SLAVE e dois PUSHBUTTONS SLEW.

a) Ajustes de SLAVE - São três potenciômetros usados para compensação do sistema compasso. A unidade possui seis pontos de testes que auxiliam na compensação.

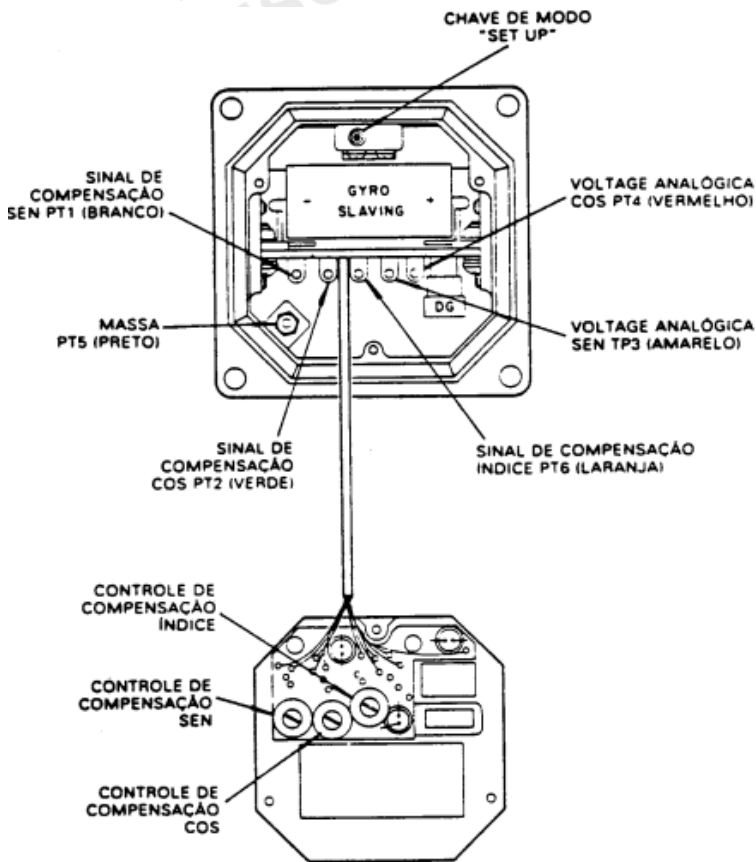
b) Botão do modo DG (Giro Direcional) - Seleciona, no AHC-85, dois modos de operação do giro, o DG ou modo SLAVE. Quando selecionado o modo DG, o PUSH-BUTTON iluminar-se-á, e a informação do detector de fluxo não é utilizada. No modo SLAVE, o giro é acoplado ao detector de fluxo.

c) Indicador de SLAVE - Fornece uma indicação visual do estado de escravização do giro dentro do AHC-85, com respeito ao campo magnético sentido pelo detector de fluxo FDU-70. Após o modo SLAVE ter sido selecionado, a agulha do indicador de SLAVE oscila em torno da posição central. Após o modo DG ter sido selecionado, a agulha move-se para a esquerda ou para a direita, indicando a direção do erro ocorrido.

d) Botão SLEW - São usados para correções periódicas do desvio do giro e serão operados somente quando o modo DG for selecionado.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-73 Unidade de controle e compensação CCU-65



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-74 Controle de compensação e pontos de testes -CCU-65

## Operação do Sistema

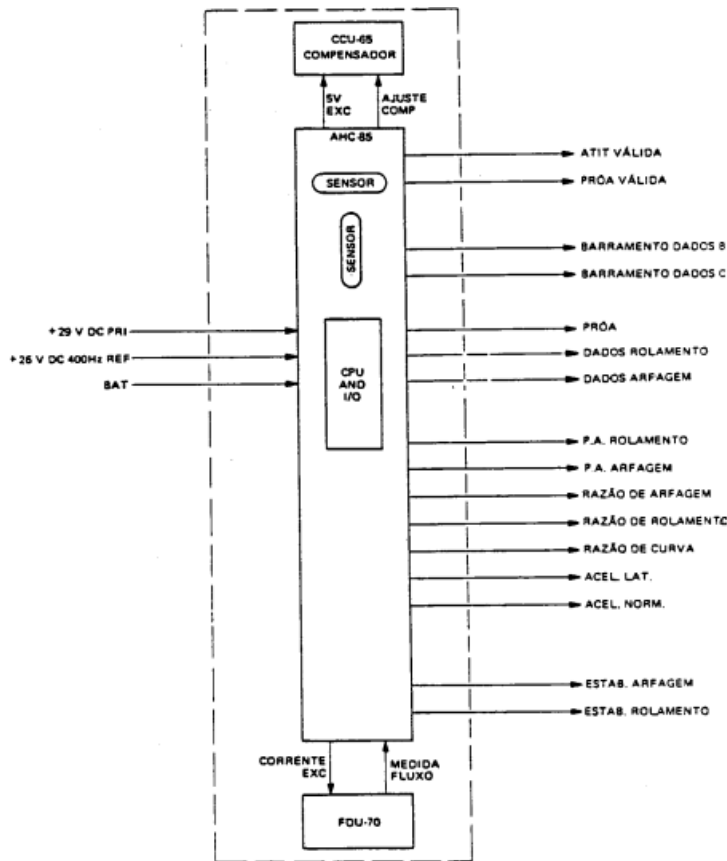
Os sistemas de atitude e proa são energizados desde que as barras de 28 VCC (principal e emergência) e as barras de 26 VCA (emergência e principal) estejam energizadas e os respectivos disjuntores pressionados.

Em aproximadamente 70 segundos as bandeiras vermelhas de proa (HDG) e atitude (ATT-FAIL) desaparecem e as informações de validade de atitude e proa são fornecidas no EADI e EHSI.

O sistema opera não escravizado pelo detector de fluxo. Ambos os modos de operação são selecionados através do PUSH-BUTTON DG, na unidade de controle e compensação CCU-65.

a) Operação com Giro Escravizado (GIRO SLAVE) - Em condição normal, o sistema permanece acoplado ao detector de fluxo. No modo SLAVE, o PUSH-BUTTON DG não é iluminado, um sinal é enviado para o computador, o qual utiliza informação do detector de fluxo. A indicação de giro escravizado é mostrada através da agulha do medidor, a qual oscila em torno da posição central.

b) Operação Giro não Escravizado - Quando o PUSH-BUTTON DG é pressionado ele se ilumina e um sinal é enviado ao computador, o qual não utiliza o sinal do detector de fluxo. Quando o giro não é escravizado, apresenta erros que exigem correções periódicas. Esses erros são manualmente corrigidos através dos botões SLEW de ação momentânea. O botão SLEW da esquerda deve ser pressionado caso a agulha, no medidor, apresente um erro à direita. O botão SLEW da direita deve ser pressionado quando a agulha, do medidor, apresentar um erro para a esquerda.



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

Figura 19-75 Diagrama de bloco do sistema de proa e atitude AHS-85

**Verificação Operacional do Sistema** - Esta verificação é feita para confirmar se os componentes do sistema estão operando dentro das faixas de tolerância prescritas. O teste verifica se as indicações direcionais correspondem às posições reais do avião, se estão dentro das tolerâncias e se os tempos de recuperação estão dentro dos padrões. Esta verificação deve ser feita nos dois sistemas AHRS e, numa área livre de interferências magnéticas externas como hangares, ductos de ferro, rede elétrica, etc.

Nota: Para a verificação operacional do sistema, é necessário utilizar a fonte estabilizada 28VCC.

1. Conecte ao avião uma fonte externa de 28 VCC;
2. Verifique se a chave BATERIA EMERG. no painel de instrumentos, está em DESL.;
3. Posicione a chave SELETOR BATERIA, no painel superior, para FONTE EXTERNA e verifique se a luz situada logo acima da chave acende, indicando que a fonte externa alimenta a barra principal;

4. Arme os seguintes disjuntores, no painel esquerdo de disjuntores: HPU 1 e HPU 2, EFD 1 e EFD 2, ADI 1 e ADI 2, AHRS 1 e AHRS 2 (CC e CA);

5. Verifique após 70 segundos (período de inicialização) as seguintes indicações:

- No EFD 1 e EFD 2, o cartão compasso gira no sentido horário de 360° e a bandeira vermelha HDG desaparece;
- No ADI 1 e ADI 2 a bandeira vermelha ATT desaparece, dando lugar às escalas de PITCH e ROLL.

Nota: Se a tecla DG na CCU-65 estiver pressionada, o período de inicialização será de 10 minutos.

6. Se após o período de inicialização, passo 5, as bandeiras ATT e HDG permanecem visíveis, execute os procedimentos a seguir:

- Desarme os disjuntores CC e CA do sistema AHRS sob teste;
- Posicione e mantenha pressionada a chave AHRS TESTE 1 ou 2, no console lateral direito, para TESTE por 10 segundos e, simultaneamente, rearme os disjuntores;
- Libere a chave e verifique se a indicação do item 5 ocorre no EFD e no ADI do sistema sob teste.

7. Se após o período de inicialização, passo 5, somente a bandeira ATT permanece visível, a instalação do AHC estará incorreta, ocasionando erro de orientação. Verifique se a lâmpada de aviso COMP ATTITUDE está acesa;

8. Remova o painel que dá acesso ao painel de teste do AHRS, localizado no console lateral direito. Execute o passo 9 e então repita os procedimentos do passo 5.

Nota: Quando o AHC-85 está em modo teste, o anunciador âmbar TESTE AHRS 1 ou TESTE AHRS 2, no painel de cada piloto acenderá a inscrição vermelha STIM, seguida do número de vezes que o botão AHR TESTE é pressionado, aparece no respectivo EFD-74. Se a chave AHRS 1 TESTE ou AHRS 2 TESTE for mantida na posição TESTE em qualquer dos passos seguintes, por mais de 32 segundos, o teste será repetido e as bandeiras GYRO e HDG reaparecem;

9. (1ª pressionada) Posicione e mantenha pressionada a chave AHRS 1 TESTE para a posição TESTE e verifique as seguintes indicações:

- No EFD-74 aparece a bandeira vermelha HDG por 3 segundos, além do ponteiro de curso indicar seguidamente os valores de 15°, 30° e 90° (para a esquerda) e -15°, -30°, -90° (para a direita);
- No ADI-84 aparece a bandeira vermelha GIRO por 3 segundos, além das escalas de PITCH indicarem seguidamente os valores de 02°, 04° e 12° (para cima) e -02°, -

04 e -12° (para baixo) e de ROLL 05°, 10° e 30° (para a esquerda) e -05°, -10° e -30° (para a direita).

10. Se as indicações de PITCH ou ROLL forem superiores a 6°, a lâmpada de aviso amarela COMP ATTITUDE, acende no painel de instrumentos e, para apagá-la, basta posicionar e manter a chave COMP ATTITUDE, situada logo abaixo da lâmpada, para RESET, e solte-a após soltar a chave AHRS 1 TESTE;

11. (2ª pressionada) Novamente, posicione e mantenha pressionada a chave AHRS 1 TESTE para a posição TESTE e verifique as seguintes indicações:

- No EFD-74 aparece a bandeira vermelha HDG por 3 segundos, além do cartão compasso do piloto girar 90° no sentido anti-horário e o do copiloto girar 90° no sentido horário;

- No ADI-84 aparece a bandeira vermelha GYRO além da escala de ROLL indicar seguidamente os valores do item 8.

12. Repita o passo 9;

13. (3ª pressionada) Novamente, posicione e mantenha pressionada a chave AHRS 1 TESTE para TESTE e verifique as seguintes indicações:

- No EFD-74 aparece a bandeira vermelha GYRO por 3 segundos;

- No ADI-84 aparece a bandeira vermelha GYRO por 3 segundos, além da escala de PITCH indicar os valores do item 8;

14. Repita o passo 9;

15. (4ª pressionada) Novamente, posicione e mantenha pressionada a chave AHRS 1 TESTE para a posição TESTE e, verifique as seguintes indicações:

- No EFD-74 aparece a bandeira vermelha HDG por 3 segundos, além do ponteiro de curso indicar seguidamente os valores do item 8.

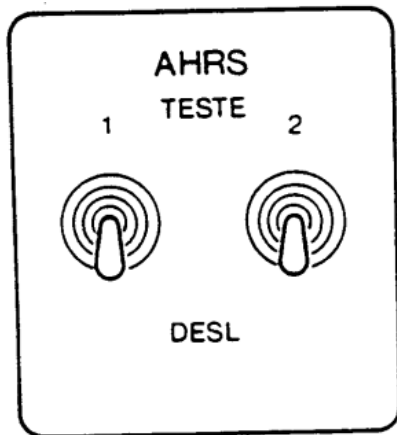
16. Repita o passo 9;

17. (5ª pressionada) Novamente, pressione a chave AHRS 1 TESTE e libere-a. Verifique se as bandeiras vermelhas HDG no EFD-74 e GYRO no ADI-84 desaparecem, além do anunciador AHRS TESTE 1 se apagar, indicando o fim do teste.

Nota: Se a chave for pressionada novamente, recomeçará a sequência de teste, que deverá ser realizado até o fim para que o computador saia do modo de teste.

**Compensação do AHRS-85** - O sistema deve ser compensado periodicamente ou sempre que o detector de fluxo ou a unidade de controle e compensação forem substituídos

ou instalados. Todos os equipamentos, proteções de painéis e outros dispositivos, próximos ao detector de fluxo, devem estar fixos em suas posições normais de voo.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-76 Painel AHRS de teste

Todos os controles de voo devem estar travados. Todos os objetos magnéticos, do pessoal envolvido na compensação, devem ser removidos.

Os ventos devem ter velocidade inferior a 28 km / h (15 kt), quando da realização da compensação.

A "rosa-dos-ventos" deve estar aferida, sendo que o período de aferição da mesma é de 6 meses.

1. Posicione a aeronave na "rosa dos ventos" com a proa direcionada para o norte.

Nota: Na ausência da "rosa dos ventos", utilize uma bússola padrão, em uma área livre de interferência magnética, para compensar o sistema;

2. Remova o painel do CCU-65.

Nota: Os procedimentos descritos a seguir devem ser feitos, simultaneamente, nos dois CCU-65. As leituras de prova devem ser feitas nos correspondentes EFD-74;

3. Pressione a chave de modo SET UP e anote, na correspondente coluna da tabela de compensação, a proa indicada no EFD-74.

Nota: Para fazer esta leitura, o cartão do EFD74 deve estar estabilizado. Caso isto não ocorra, pressione e solte a tecla DG no CCU-65 e aguarde até que o cartão se estabilize;

4. Solte a chave SET UP MODE, após ter feito a leitura;

5. Meça a tensão VCC entre os pontos VOLTAGE ANALÓGICA SEN (terminal amarelo) e o MASSA (terminal preto) e registre o valor encontrado na correspondente coluna SEN da tabela de compensação;

PROA INDICADA (Graus)			TENSÃO VCC			
			1P		2P	
Rosa-dos- Ventos	EFD 1P	EFD 2P	SEN	COS	SEN	COS
Norte 000						
TESTE 090						
SUL 180						
OESTE 270						
Média						
COMPEN						
ÍNDICE						

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Tabela de Dados para Compensação

6. Meça a tensão VCC entre os pontos VOLTAGE ANALÓGICA COS (terminal vermelho) e o MASSA (terminal preto) e registre o valor encontrado na correspondente coluna COS da tabela de compensação;

7. Repita os procedimentos descritos nos passos 3, 4, 5 e 6 para as proas Leste, Sul e Oeste, registrando os valores encontrados nas correspondentes colunas da tabela de compensação;

8. Calcule o valor médio entre os valores registrados na coluna SEN (1P) e o valor médio para a coluna SEN (2P) e registre os resultados na linha MÉDIA correspondente;

9. Multiplique por 8 os resultados encontrados no passo 8 e registre os valores na linha COMPEN correspondente;

10. Proceda analogamente aos passos 8 e 9 para os valores registrados nas colunas COS (1P) e (2P) e registre os valores obtidos nas linhas MÉDIA e COMPEN correspondentes;

11. Meça a tensão VCC entre os pontos de teste SINAL COMPENSAÇÃO SEN (terminal branco) e o massa (terminal preto) e ajuste o potenciômetro CONTROLE COMPENSAÇÃO SEN até obter os valores registrados na linha COMPEN da tabela de compensação, para cada CCU-65 (1P) e (2P);

12. Meça a tensão VCC entre os pontos de teste SINAL COMPENSAÇÃO COS (terminal verde) e o MASSA (terminal preto) e ajuste o potenciômetro CONTROLE COMPENSAÇÃO COS até obter os valores registrados na linha COMPEN da tabela de Dados para Compensação CCU-65 (1P) e (2P);



13. Pressione a chave SET UP MODE e ajuste, caso necessário, o potenciômetro CONTROLE COMPENSAÇÃO ÍNDICE até obter a indicação exata de 270° no EFD-74 correspondente;

14. Solte a chave SET UP MODE após ter feito este ajuste;

15. Meça a tensão VCC entre os pontos SINAL COMPENSAÇÃO ÍNDICE (terminal laranja) e o MASSA (terminal preto) para cada CCU-65 (1P) e (2P) e anote os valores obtidos na linha ÍNDICE da tabela de Dados para Compensação;

16. Pressione a chave SET UP MODE;

PROA INDICADA NA ROSA-DOS- VENTOS (Graus)	DESVIO DE PROA			
	EFD (1P)	EFD (2P)	RMI (1P)	RMI (2P)
270				
315				
000				
045				
090				
135				
180				
225				

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Tabela de Verificação da Compensação

17. Verifique os desvios residuais de proa entre as leituras efetuadas no EFD (1P) e (2P), RMI (1P) e (2P) e as correspondentes proas indicadas na rosa dos ventos e registre os valores obtidos nas correspondentes colunas da tabela de Verificação da Compensação. Os desvios não devem ser maiores que  $\pm 2^\circ$ .

Nota: Para fazer estas leituras, o cartão do EFD74 deve estar estabilizado. Caso isto não ocorra, pressione e solte a tecla DG do CCU-65 e aguarde até que o cartão se estabilize. Observar que a posição final não seja no modo DG.

## 6.3 SISTEMA DE INSTRUMENTAÇÃO DE VOO FIS

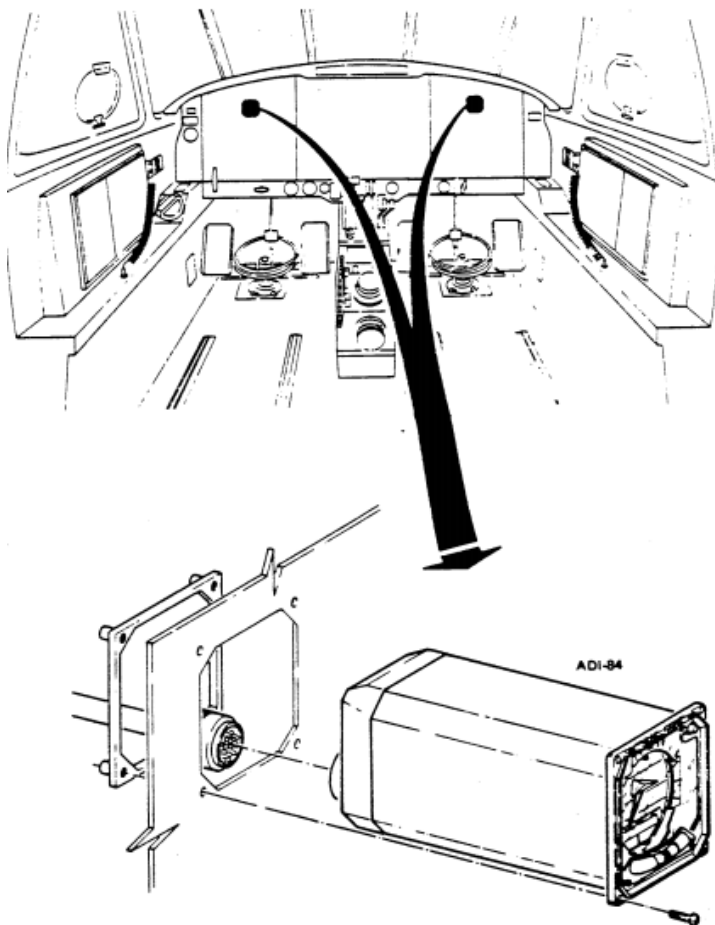
### Introdução

O sistema de Instrumentação de Voo - FIS mostra aos pilotos as indicações essenciais do sistema de Atitude e Proa AHRS-85 e de Navegação VOR / ILS.

### Descrição e Localização dos Componentes

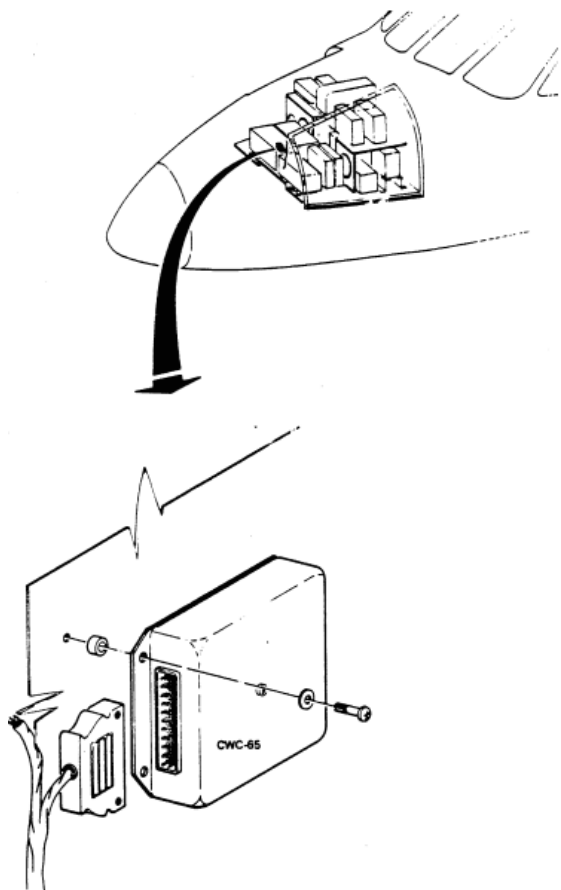
O Sistema FIS consiste de:

- Dois indicadores diretores de voo ADI-84;
- Um computador comparador CWC-85;
- Dois painéis de controle HCP-74;
- Dois indicadores eletrônicos de voo EFD-74;
- Duas unidades processadoras HPU-74.



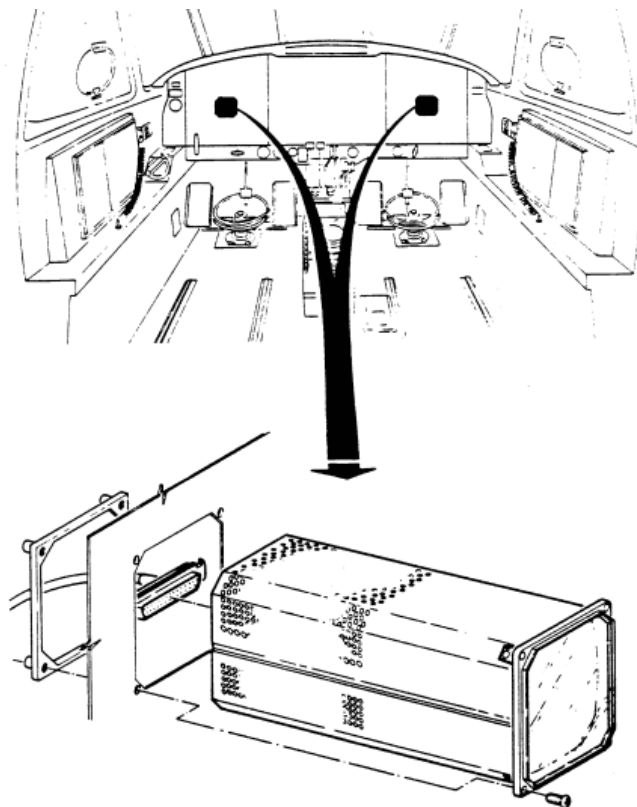
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 19-77 Localização do indicador Diretor de Voo - ADI-84



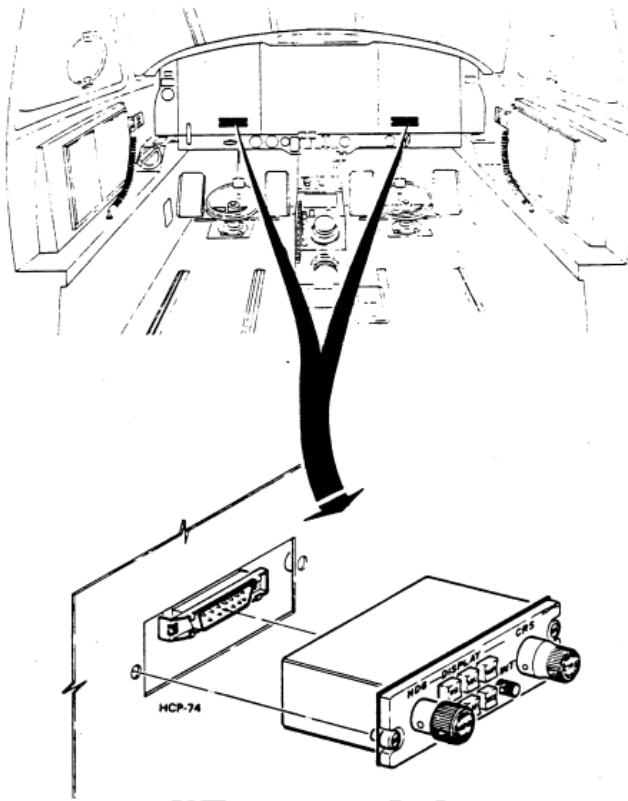
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 19-78 Localização do Computador Comparador de Alarme CWC-85

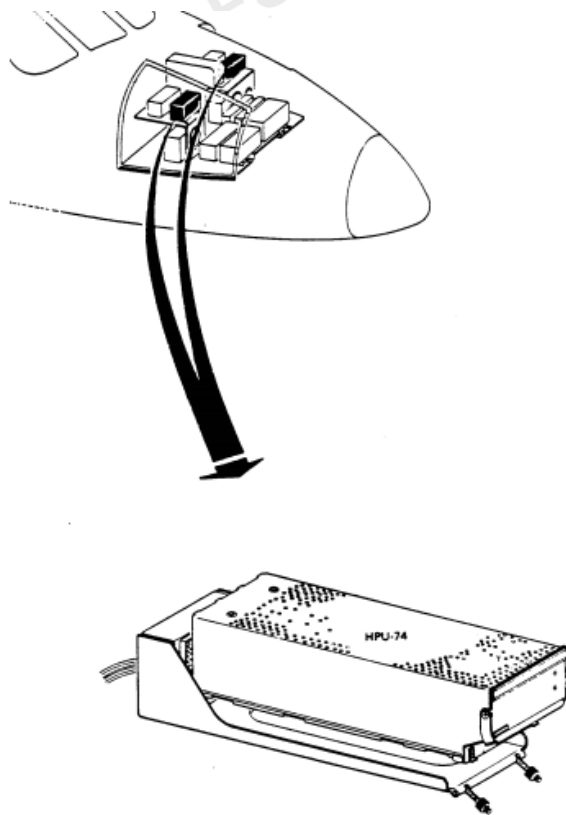


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional

Figura 19-79 Localização do Indicador Eletrônico de Voo EFD-74



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-80 Localização do Painel de Controle de Proa HCP-74

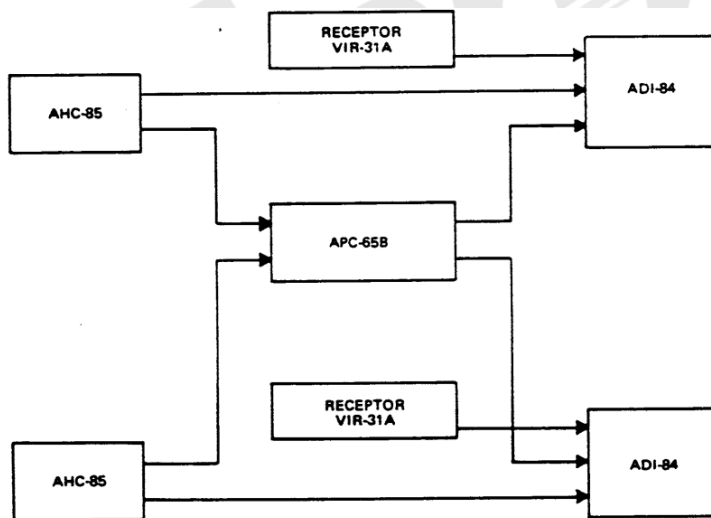


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-81 Localização da Unidade de Processamento HPU-74

## Indicador Diretor de Voo - ADI-84

Este é um instrumento eletromecânico alimentado por 26CA.

O indicador Diretor de Voo é um instrumento de múltipla função, que fornece informações de atitude e trajetória de voo da aeronave sob a forma de indicações simbólicas e visão direta. O indicador fornece informações de arfagem e de rolamento a partir dos dados enviados pelo computador AHRS-85. Também são fornecidas pelo indicador, informações referentes ao controle manual da aeronave por parte dos pilotos, baseadas nos sinais enviados pelo computador APC-65B do sistema de piloto automático. O indicador fornece informações do sistema VOR / ILS a partir dos sinais enviados pelo sistema VIR-31A.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-82 Sistema diretor de voo

O indicador DIRETOR DE Voo ADI-84 possui as seguintes funções:

**Indicador de atitude** - A atitude do avião é mostrada como uma relação entre o símbolo do avião representado por um triângulo laranja e uma fita flexível, que é movimentada em rolamento e arfagem. A fita é colorida acima e abaixo da linha do horizonte para representar o céu e a terra, e é marcada para mostrar ângulos de arfagem em 5, 10, 15, 20, 30, 50, 70 e 90 graus para cima ou para baixo. O rolamento é indicado por um ponteiro móvel contra uma escala graduada em 0, 10, 20, 30 e 60 graus, fixa.

**Barras de comando** - Mostra os comandos direcionais integrados (arfagem e rolamento) provenientes dos computadores de voo APC65B. São duas barras amarelas formando a letra "V" invertida e estão à frente do avião miniatura. As barras podem desaparecer de vista no indicador, quando estão fora de uso.

**Ponteiro do desvio de GLIDESLOPE** - O ponteiro verde mostra, numa escala branca, o grau de afastamento do avião em relação ao feixe eletrônico de GLIDESLOPE.

**Ponteiro do desvio de LOCALIZER** - O ponteiro verde mostra, numa escala branca, o desvio da aeronave com relação ao feixe eletrônico do LOCALIZER.

**Inclinômetro** - Fornece informação adicional do movimento de inclinação, derrapagem ou voo coordenado.

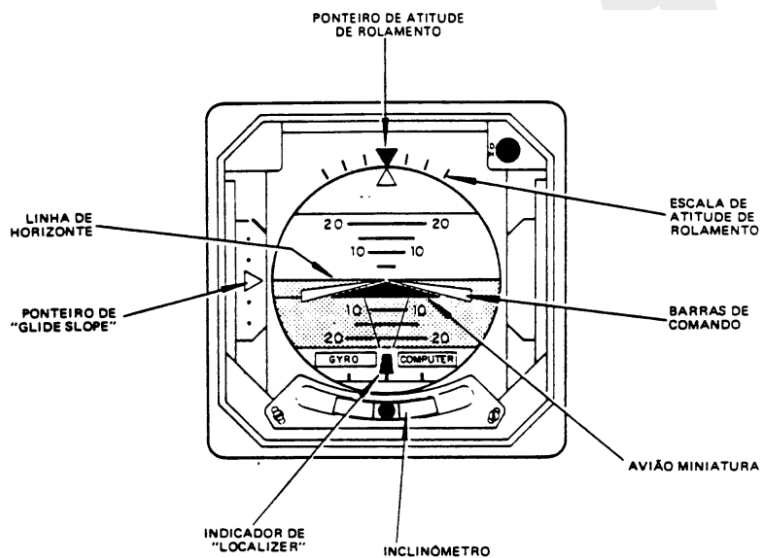
As bandeiras de aviso do ADI-84 são as seguintes:

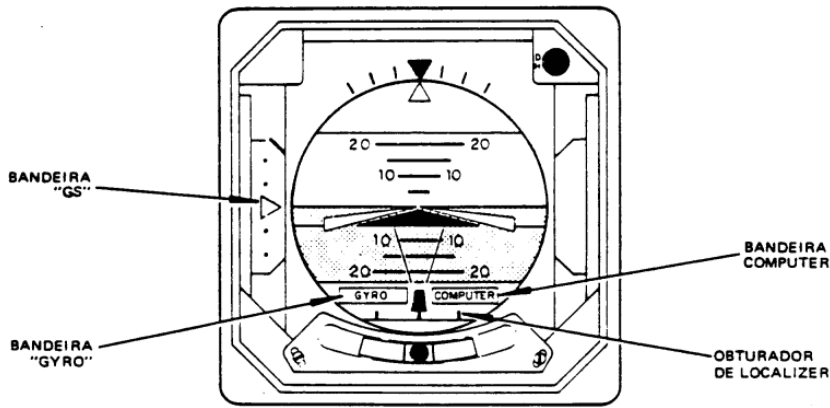
**Bandeira GS** - A bandeira vermelha de aviso de GLIDESLOPE aparece para indicar que o sinal de GLIDESLOPE não é confiável. A escala e o ponteiro ficam obscurecidos parcialmente pelas letras GS.

**Bandeira COMPUTER** - A bandeira vermelha de aviso aparece para alertar ao piloto que as indicações da barra de comando não são confiáveis. As barras de comando desaparecem.

**Bandeira GYRO** - A bandeira vermelha de aviso indica falta de alimentação de atitude ou que os circuitos internos apresentam falha ou ainda que o sinal de monitor não está presente. Todas as indicações e o ponteiro de rolamento estarão fornecendo informações não confiáveis.

**Obturador do Ponteiro de LOCALIZER** - O obturador, de cor preta, aparece na frente do ponteiro de LOCALIZER para alertar ao piloto que o sinal de LOCALIZER está perdido ou o sinal é tão fraco que a sua indicação não é confiável.





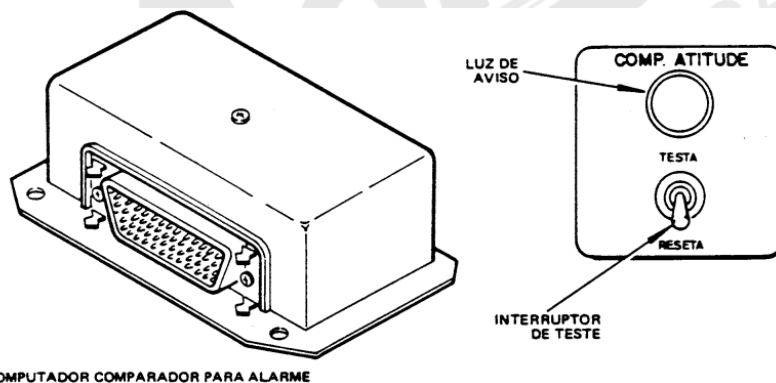
Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-83 Indicados do Diretor de Voo ADI-84

### Computador Comparador CWC-85

O computador comparador para alarme CWC-5 recebe sinais de CA que representam o seno e o cosseno da diferença do ângulo entre os dois indicadores diretor de voo ADI-84. O CWC-85 está instalado no compartimento eletrônico. A saída do CWC-85 é utilizada para alimentar a luz de cor âmbar COMP ATTITUDE.

A saída é um sinal ativo baixo (terra), composto dos comparadores de rolamento e arfagem. Quando um destes comparadores sentir uma diferença de 6 graus, a saída é ativada, informando aos pilotos uma possível falha dos ADIs.

O sistema pode ser testado através de um interruptor, logo abaixo da lâmpada de aviso e que possui duas posições. A posição TESTA simula um erro de arfagem ou de rolamento no sistema, assegurando que o sistema funciona corretamente. A posição RESETA apaga a luz de aviso. Todavia se o sistema estiver com defeito, a luz de aviso permanecerá acesa.



COMPUTADOR COMPARADOR PARA ALARME

Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-84 Computador Comparador para alarme CWC-85

## Indicador Eletrônico de Voo EFD-74

É uma unidade que possui como bloco principal o tubo de raios catódicos (CRT) multicoloridos e de alta resolução, existindo ainda blocos que auxiliam na formação das imagens que são os amplificadores de áudio e vídeo e a fonte de alimentação de alta voltagem.

Existem dois indicadores EFD-74, um para cada piloto, localizados em cada um dos painéis móveis entre o indicador de voo ADI-84 e o painel de controle de proa HCP-74. O indicador eletrônico de voo recebe os sinais da unidade processadora HPU-74 para gerar as imagens que são controladas pelo painel de controle de indicação eletrônico de proa HCP74. O indicador pode gerar três formatos de imagens distintas:

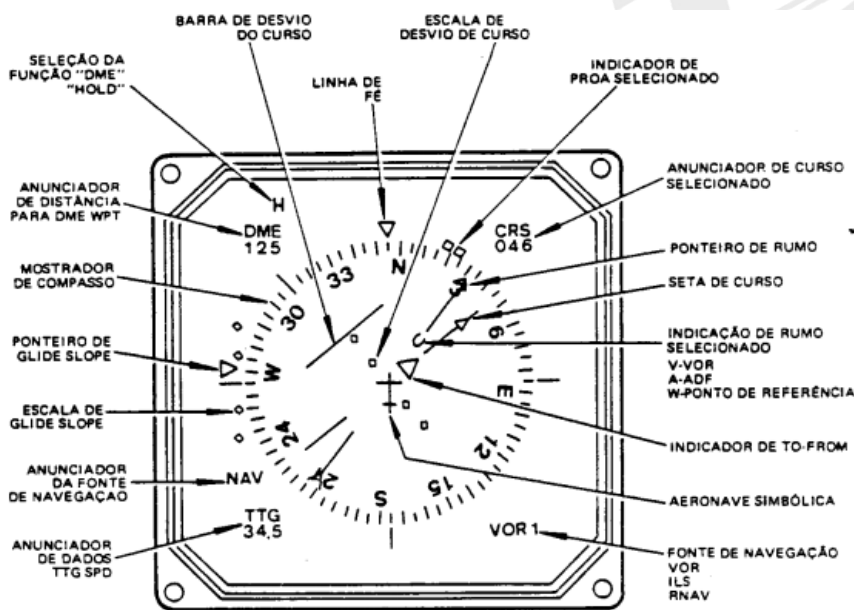
**Modo HSI** - Este modo é selecionado pressionando-se a tecla DISPLAY HSI no painel HCP-74 e, mostra uma rosa dos ventos completa acrescida de dados fornecidos pelo DME, rumo para a estação selecionada, pontos de referência e as fontes selecionadas.

O modo HSI apresenta as seguintes indicações:

- **Cartão Compasso** - É um cartão monitorado pelo sistema de referência de atitude e proa AHRS-85 que consiste de um limbo de 360° com as letras designativas dos pontos cardeais, marcas de 30° e marcações de 45° ao redor da periferia do cartão. No mostrador pode-se ver ainda marcas de referência, a linha de fé e a aeronave simbólica.
- **Mostrador de Curso Selecionado** - O curso é selecionado no painel HCP-74 e mostra a relação do ponteiro de curso com o cartão compasso, e esta informação é repetida digitalmente no canto superior direito com a legenda CRS. Esta legenda muda automaticamente para B/C quando é sintonizada uma frequência de LOCALIZER e o ponteiro de curso está mais de 105° da linha de referência.
- **Anunciador da Fonte de Navegação** - A fonte de navegação é mostrada ao lado do cartão compasso, no canto inferior direito.
- **Barra de Desvio de Curso** - O desvio do curso selecionado é indicado pelo deslocamento lateral da porção central do ponteiro de curso em relação à aeronave simbólica e aos quatro pontos de desvio. O desvio pode ser angular (cada ponto vale 5°) ou linear (cada ponto vale 5 milhas náuticas) porém, somente o desvio angular é aplicado à fonte de navegação VOR.
- **Indicador TO-FROM** - Indica se o curso de VOR selecionado está indo para ou vindo de uma estação. A indicação TO-FROM é representada na tela do EFD-74 por um triângulo, o qual desaparece quando uma frequência de LOCALIZER é selecionada.



- **Indicador de Proa Seleccionada** - A proa seleccionada é indicada por dois retângulos adjacentes em relação ao cartão compasso.
- **Ponteiro de Rumo** - É selecionado no painel de controle HCP-74. A fonte de navegação primária selecionada aparece no EFD-74 através de um ponteiro simples e a fonte secundária aparece no EFD-74 através de um ponteiro duplo. A letra que aparece na porção inferior do ponteiro de rumo apresenta a fonte de navegação selecionada (V - VOR, A - ADF, W - ponto de referência). Toda informação primária aparece sempre na cor verde, e toda informação secundária aparece sempre na cor magenta.
- **Desvio de GLIDESLOPE** - Esta indicação é feita por um ponteiro triangular e uma escala, situados do lado esquerdo do cartão compasso. A escala é formada por quatro pontos, separados dois a dois por uma linha central. O ponteiro e a escala desaparecem da tela quando a aeronave realiza a operação curso reverso.
- **Anunciador de Distância** - Mostra a distância à estação selecionada de DME ou a ponto de referência abaixo das letras DME ou WPT no canto superior esquerdo do EFD74. Quando a função DME HOLD é selecionada na unidade indicadora IND 41A, a letra "H" aparece do lado direito da inscrição DME. Quando a função DME está em "modo teste" a letra "T" aparece do lado esquerdo dos dígitos.
- **Anunciador de Dados** - O anunciador de dados indica o tempo para a estação (TTG) ou velocidade relativa ao solo (SPD) no canto inferior esquerdo, abaixo das letras TTG ou SPD.

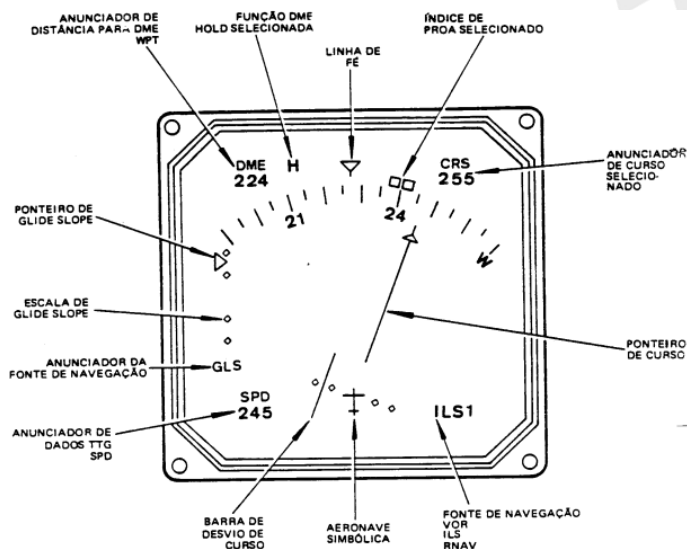


Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-85 Modo HSI do Indicador de Voo

**Modo ARC** - Este modo é selecionado pressionando-se a tecla DISPLAY ARC no painel de controle HCP-74. Um formato de setor de bússola expandida consiste em um segmento de bússola de 80° no topo do mostrador, com o símbolo da aeronave na parte inferior. O curso da aeronave é mostrado pelo movimento do ponteiro de curso no cartão de bússola com a barra e escala de desvio perto do símbolo da aeronave.

As informações que o Modo ARC apresenta, são as seguintes:

- **Anunciador TO-FROM** - O anunciador TO-FROM consiste das letras TO ou FR acima da indicação digital da fonte de navegação no canto inferior direito.
- **Índice de proa** - Quando o índice de proa estiver fora da escala, uma linha de proa aparece e é rotacionada em torno do símbolo da aeronave, para indicar a posição relativa da proa selecionada e é indicada digitalmente no final do setor de bússola.
- **Ponteiro de Rumo** - O rumo é mostrado através do ponteiro e digitalmente à esquerda do centro do setor de bússola, com a informação da fonte de navegação mostrada acima do anunciador de dados.
- **Anunciador de Tempo para a Estação (TTG) e Velocidade Relativa ao SOLO (SPD)** - Opera da mesma forma que o formato HSI, com a capacidade adicional de mostrar ambos os dados com as respectivas letras TTG e SPD, à direita do centro do setor de bússola. Quando se deseja só uma informação na tela, basta pressionar a tecla HSI e, para a troca da informação deve-se mudar o formato. Quando as informações não forem confiáveis, aparecerão traços no lugar dos dígitos.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-86 Modo ARC do indicador de voo

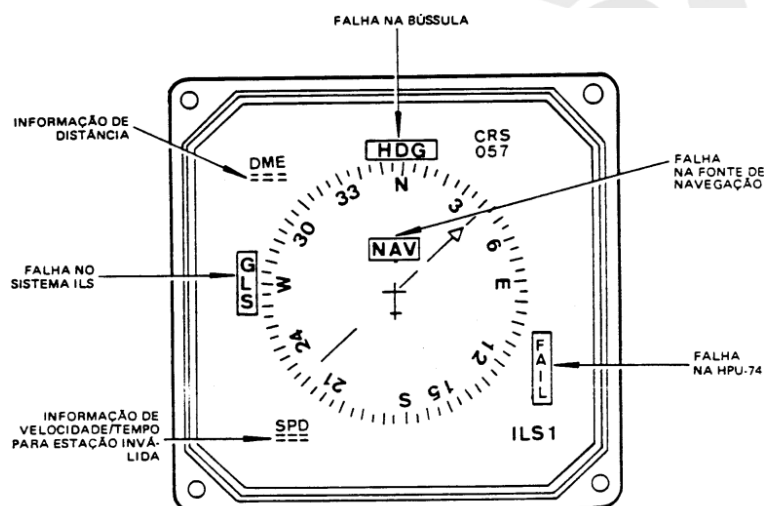
**Modo MAP** - Este modo utiliza o mesmo setor de bússola do modo ARC, todavia provê indicação de rumo e de distância para a estação VOR ou ponto de referência



Existe ainda, uma lâmpada de aviso EFD FLAG relacionada ao indicador que está situada na parte frontal da unidade processadora HPU-74 que é iluminada quando existe falha no EFD-74, o que acarreta o apagamento da tela.

As bandeiras de aviso que aparecem na tela do EFD-74 são as seguintes:

- **Bandeira de Aviso HDG** - Representa falha no sistema de referência de proa e de atitude AHRS-85. A linha de fé é substituída por um retângulo vermelho contendo as letras HDG também em vermelho. As letras piscam por dez segundos e, após esse tempo, permanecem acesas na tela.
- **Bandeira de Aviso NAV** - Representa falha no sistema de navegação. Os pontos de desvio desaparecem e as letras vermelhas NAV, contidas num retângulo vermelho, aparecem logo acima do símbolo do avião. As letras piscam por dez segundos e, após esse tempo, permanecem acesas na tela.
- **Bandeira de Aviso GLS** - Representa falha no sistema ILS. A escala e a indicação ILS são removidas e as letras vermelhas GLS aparecem no lugar da escala, ficam piscando por dez segundos e, após esse tempo, permanecem acesas na tela.
- **Bandeira de Advertência FAIL** - Representa falha no sistema HPU-74. As letras amarelas FAIL, contidas num retângulo amarelo, aparecem no canto inferior direito. Simultaneamente, a lâmpada de aviso HPU FLAG relacionada à unidade processadora, situada na parte frontal da HPU-74, acende para sinalizar a mesma falha. Todas as bandeiras de aviso nos formatos HSI e ARC são as mesmas e o formato MAP não mostra nenhuma bandeira de aviso.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
Figura 19-88 Bandeiras de aviso e advertência no EFD-74

## Painel de Controle

O painel de controle de proa está localizado na parte inferior de cada um dos painéis móveis e provê controles e comandos para o EFD-74.

O botão HDG monitora as informações de proa. Quando este botão é rotacionado, seleciona as informações de direção e distância para mover o índice de proa no EFD-74.

O botão HDG SYNC, quando pressionado, alinha o índice de proa com a linha de fé. O botão CRS monitora as informações de curso. O botão, quando rotacionado, seleciona as informações de direção e de distância para mover o ponteiro de curso no EFD-74.

O botão CRS DIRECT, quando pressionado, rotaciona o ponteiro de curso até a fonte de navegação selecionada, resultando num desvio de rota zero.

O formato que o indicador EFD-74 pode assumir é selecionado pelas teclas DISPLAY. São elas:

**HSI** - Seleciona o formato de 360 graus. Também controla a seleção TTG ou SPD.

**ARC** - Seleciona o formato expandido de 80 graus.

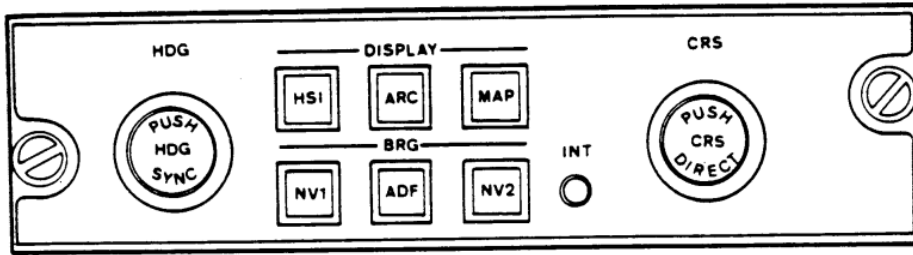
**MAP** - Acrescenta ao formato ARC os pontos de rumo e distância da estação selecionada.

A tecla DISPLAY HSI também é usada para selecionar a informação de velocidade ao solo (SPD) ou tempo para a estação (TTG) no indicador EFD-74, independentemente do formato em uso.

As teclas BRG, NV1, ADF e NV2 selecionam qual indicador de curso está mostrado no EFD-74. A remoção na tela de um indicador é feita pressionando-se a tecla correspondente novamente, ou selecionando outra fonte de navegação.

Ao pressionar a tecla NV1 uma primeira vez, o EFD-74 mostra a fonte de navegação primária e, pressionando-se uma segunda vez, é removida a informação sendo esta sequência válida para as teclas NV2 e ADF e para todos os três formatos.

O controle de intensidade luminosa do EFD-74 é feito girando-se o botão INT, sendo que no sentido horário a intensidade luminosa é aumentada.



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-89 Painel de controle de proa HCP-47

## Unidade Processadora

A unidade de processamento HPU-74 é parte integrante do sistema FIS e tem as seguintes atribuições:

- Gera sinais de deflexão e vídeo requeridos na tela do EFD-74;
- Executa a interface entrada / saída com os demais sistemas da aeronave.

São utilizadas duas unidades de processamento HPU-74, localizadas no piso superior do compartimento eletrônico, uma de cada lado.

A unidade processadora recebe sinais do painel de controle HCP-47 através do processador de entrada / saída e seleciona os dados necessários a serem enviados a um gerador de caracteres, que irá enviar e monitorar as imagens reproduzidas na tela do EFD-74.

A fonte de alimentação provê toda a voltagem necessária, não só para o HPU-74, como também para os sinais de vídeo e deflexão enviados ao EFD-74.

As informações da unidade de processamento HPU-74, seja do piloto ou do copiloto, podem ser transferidas para o computador do piloto automático APC-65B, através da chave de transferência PA SEL NAV, localizada no pedestal de manetes.

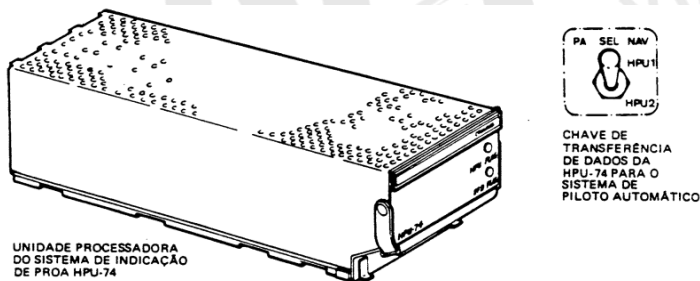
A indicação de falha no HPU é sinalizada por uma luz vermelha, com a inscrição HPU FLAG, na parte frontal do HPU-74 e pela inscrição FAIL na tela do EFD-74. Se ocorrer falha nos sinais de vídeo e deflexão do EFD-74, este envia um sinal para o HPU-74, que irá acender a luz vermelha com a inscrição EFD FLAG localizada na parte frontal do HPU-74.

## Operação

O sistema de instrumentos de voo FIS mostra aos pilotos as indicações essenciais do sistema de atitude e proa AHRSS-85 e de navegação VOR / ILS.

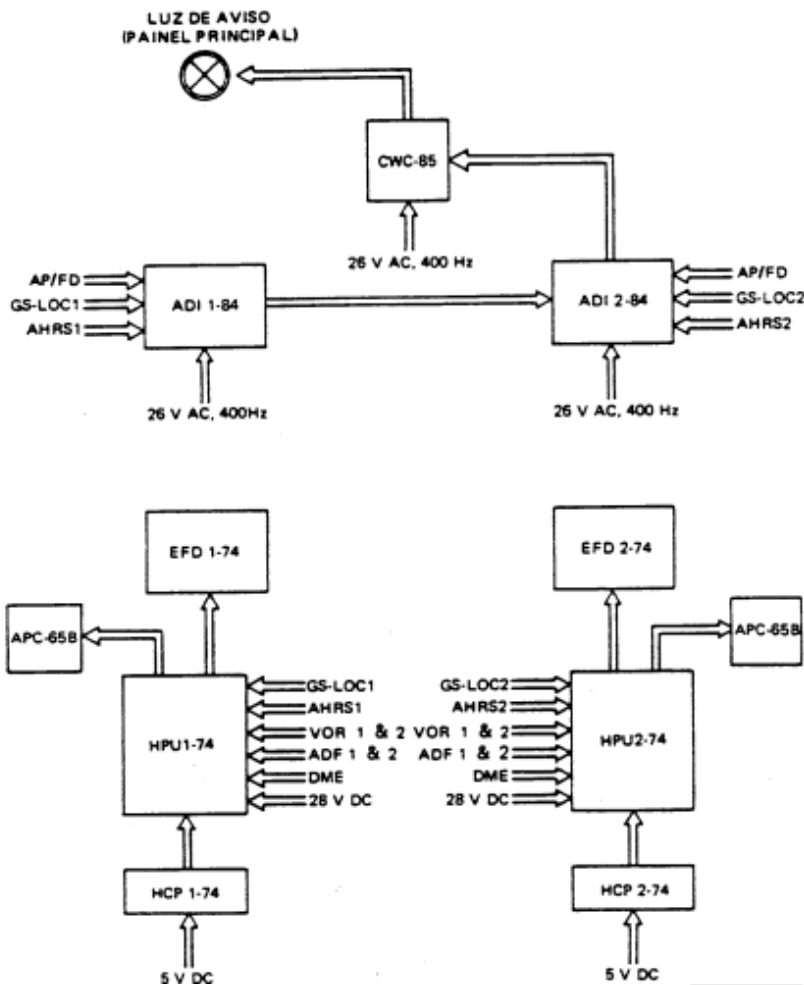
O computador comparador para alarme CWC-85 monitora a diferença entre os sinais de atitude provenientes de cada um dos indicadores ADI-84 (Diretor de Voo) e avisa aos pilotos de uma possível falha dos ADI, quando a diferença entre os indicadores exceder a um valor pré-determinado.

O sistema FIS é alimentado por 26 VCA, 400 Hz e por 28 VCC. Os ADI-84 estão conectados à barra de emergência 26 VCA, a HPU-74 do piloto está conectada à barra de emergência 28 VCC e a HPU-74 do copiloto à barra principal 28 VCC. A iluminação dos painéis HCP-74 é através de 5 VCC.



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

Figura 19-90 Unidade de processamento HPU-74



Fonte: LAC – Instituto de Aviação Civil – Divisão de Instrução Profissional  
 Figura 19-91 Sistema FIS

## Referência Bibliográfica

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



