

Universidade de São Paulo
Escola de Engenharia de São Carlos
Departamento de Engenharia Aeronáutica

SAA0167 - Princípios de Aviônica e Navegação

Prof. Dr. Jorge Henrique Bidinotto

São Carlos, 2018

Índice

1. Introdução	5
1.1 Histórico	5
1.2 Definições	6
2. Tecnologia Aviônica	8
2.1 Evolução da Tecnologia	8
2.2 Computadores em Aviônica	10
2.3 Manipulação de Sinais Digitais	14
2.4 Software	16
3. Redes de Dados	18
3.1 Fundamentos	18
3.2 Protocolos de Transmissão	22
3.3 Barramentos	23
3.3.1 ARINC 429	23
3.3.2 MIL-STD-1553B	25
3.3.3 ARINC 629	28
3.3.4 ARINC 664 Part 7	30
3.3.5 CANbus	32
3.3.6 Time Triggered Protocol	35
3.4 Fibra Ótica	35
4. Arquitetura Aviônica	37
4.1 Arquitetura analógica distribuída	39
4.2 Arquitetura digital distribuída	40
4.3 Arquitetura digital centralizada	42
4.4 Arquitetura modular integrada	43
4.5 Domínio do Sistema Aviônico	45
4.6 Exemplos de arquiteturas aviônicas	47
4.6.1 Arquitetura aviônica do Airbus 320	47
4.6.2 Arquitetura aviônica do Boeing 777	47
4.6.3 Arquitetura aviônica do Airbus 380	49
4.6.4 Arquitetura aviônica do Boeing 787	49
5. Fatores Humanos	51
5.1 Sistemas Sensoriais	51
5.1.1 Olhos	51

5.1.2 Ouvidos	54
5.1.3 Nervos.....	56
5.2 Ilusões causadas por desorientações espaciais.....	56
5.2.1 Ilusões vestibulares	56
5.2.2 Ilusões visuais.....	58
5.2.3 Considerações posturais	58
5.3 Design do Cockpit	59
5.4 Fatores psicológicos e fisiológicos	61
5.5 Crew Resource Management.....	62
5.6 Escala Cooper-Harper	65
6. Instrumentos de Voo Magnéticos	66
6.1 Geomagnetismo	66
6.2 Bússola aeronáutica	67
6.3 Fontes de erro	68
6.4 Bússola fluxgate	70
6.5 Bússola de indicação remota	71
7. Instrumentos Anemométricos	72
7.1 Sistema Pitot – Estática	72
7.2 Altímetro	73
7.3 Indicador de velocidade vertical.....	74
7.4 Indicador de Velocidade	75
7.5 Posição dos Sensores	77
7.6 Correção de Velocidade	78
7.7 Indicadores digitais	80
8. Instrumentos de Voo Inerciais.....	81
8.1 Componentes Inerciais.....	81
8.2 Acionamento	83
8.3 Instrumentos inerciais.....	84
8.3.1 Indicador de Atitude	84
8.3.2 Indicador de Proa	85
8.3.3 Indicador de curva e escorregamento	86
8.4 Instrumentos inerciais modernos	87
8.5 Navegação Inercial	88
8.5.1 Rotação da Terra	88
8.5.2 Schuler Tuning	88
8.5.3 Efeito Coriolis	89

8.5.4 Achatamento dos Pólos	90
8.5.5 Sobrevoos nos Pólos	90
9. Sistema de Auxílio ao Voo	91
9.1 Attitude and Heading Reference System (AHRS)	91
9.2 Air Data Computer (ADC)	92
9.3 Horizontal Situation Indicator (HSI)	92
9.4 Attitude Direction Indicator (ADI)	93
9.5 Flight Director System (FDS)	93
9.6 Flight Management System (FMS)	93
9.7 Primary Flight Display (PFD)	96
9.8 Multi-Function Display (MFD)	97
9.9 Engine Indicating and Crew Alert System (EICAS)	97
9.10 Automatic Dependent Surveillance – Broadcast (ADS-B)	98
9.11 Radio Altimetro	98
9.12 Traffic Advisory Systems	99
9.12.1 Traffic Information System (TIS)	99
9.12.2 Traffic Alert Systems	100
9.12.3 Traffic Alert and Collision Avoidance System (TCAS)	100
9.13 Terrain Alerting Systems	101
9.13.1 Ground Proximity Warning System (GPWS)	101
9.13.2 Terrain Awareness and Warning System (TAWS)	101
10. Instrumentos de Aviação Militar	102
10.1 Imageamento Infravermelho	102
10.2 Night Vision Goggles	106
10.3 Head-up Display (HUD)	106
Bibliografia	108

1. Introdução

1.1 Histórico

Nos primórdios da aviação, as aeronaves eram mais simples e sua operação não exigia uma instrumentação tão rebuscada, já que a distância e tempo de voo eram curtos e a baixa altitude. No entanto, algum tipo de medição era necessária, para que o piloto tivesse conhecimento das condições de voo e pudesse agir da forma mais adequada no controle da

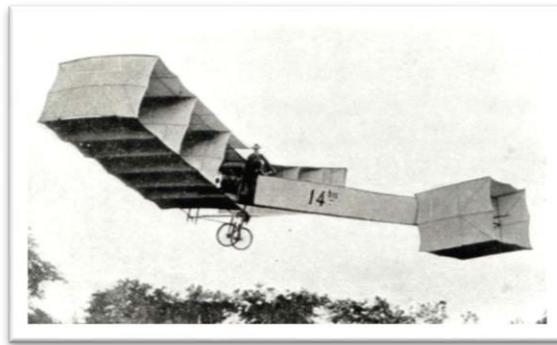


Figura 1: Aeronave de cabine aberta - 14-Bis

aeronave. Por essa razão, os primeiros aviões possuíam cabines abertas.

A cabine aberta, permitia que o piloto estimasse dados como velocidade relativa, temperatura, umidade, vibrações, baseando-se nos próprios sentidos para a orientação em voo. Para as condições de voo da época, tais “medições” eram suficientes para o controle da aeronave.

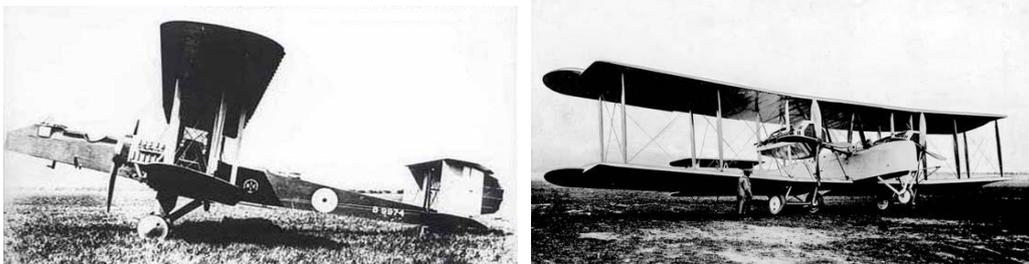


Figura 2: Outros aviões de cabine aberta da década de 20

Em 1927, Charles Lindbergh fez o primeiro voo transoceânico a bordo de uma aeronave de cabine fechada, já com os primeiros instrumentos barométricos rudimentares.

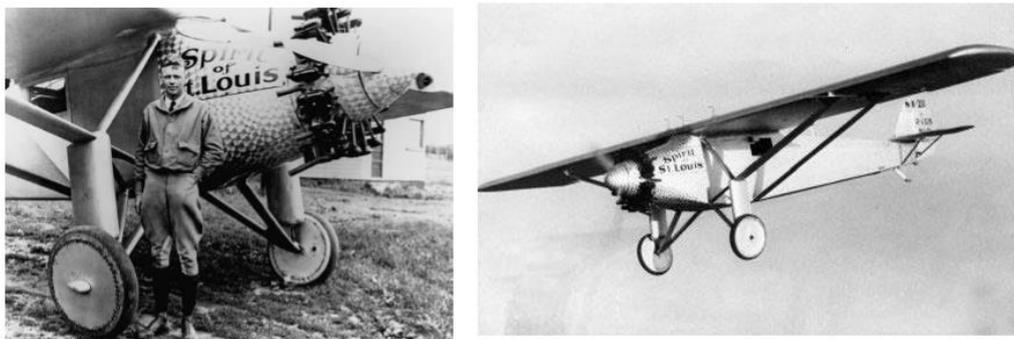


Figura 3: Charles Lindbergh e seu primeiro voo em uma aeronave de cabine fechada

Em 1937 ocorreu o primeiro voo de uma aeronave de transporte comercial com uma cabine pressurizada. Com passageiros a bordo, houve a necessidade de desenvolver instrumentação adequada de maneira que fosse garantida a segurança destes passageiros. Com isso, as novas aeronaves já vinham instaladas com diversos instrumentos de voo que faziam a medição das variáveis necessárias para garantir uma operação de voo segura.

Deve-se ressaltar que grande parte desse desenvolvimento e da evolução tão rápida deveu-se às duas grandes guerras do século XX. Isso acarretou em uma maior densidade do tráfego aéreo e, conseqüentemente, a uma grande quantidade de acidentes aéreos. A partir disso surgiu a necessidade de se regular a operação das aeronaves. E para isso criou-se, em 1958, a FAA (Federal Aviation Administration) que regulamenta e faz o controle das normas aeronáuticas até hoje nos Estados Unidos e suas normas servem de referência para países de todo o mundo, inclusive o Brasil.

Logo em suas primeiras publicações a FAA obrigou que todas as aeronaves deveriam ter instalados altímetros e velocímetros, como uma forma de envolver mais o piloto na operação da aeronave para minimizar os riscos de acidentes. Atualmente, o FAR, JAR e o RBHA regulamentam e exigem instalação e calibração dos instrumentos de altimetria.

A partir dessa nova regulamentação, a necessidade de novos e mais específicos instrumentos de voo só cresceu. Esse fato aliado à concorrência entre as empresas levou a um grande e acelerado desenvolvimento dos instrumentos de voo nos anos seguintes e que dura até os dias atuais.

1.2 Definições

Operar uma aeronave é realizar uma atividade com a aeronave em funcionamento. Não necessariamente envolve taxiamento, voo ou menos acionamento dos motores. É uma ação bastante complexa, com requisitos muito restritos. Por esse motivo, os materiais, métodos e treinamentos devem ser muito cuidadosos.

Os instrumentos de voo são compostos por quatro elementos principais:

- Elementos de detecção: são dispositivos sensíveis às mudanças de quantidade física e/ou uma dada condição;
- Elementos de medida: é onde ocorre a medição do valor da quantidade detectada, que é transformada em pequenos deslocamentos lineares ou angulares, no caso de elementos mecânicos, ou sinais elétricos, no caso de elementos elétricos.
- Elementos de acoplamento: são dispositivos que ampliam ou reduzem os deslocamentos ou sinais elétricos medidos e os transmite de forma compreensível ao operador.
- Elementos de indicação: é o dispositivo que exibe o valor transmitido pelo acoplamento em forma de um ponteiro ou escala.

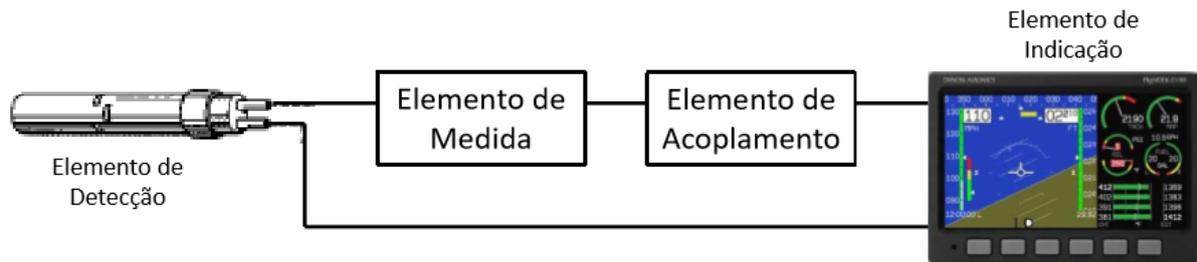


Figura 4: Fluxo da informação dentro do instrumento

Os instrumentos de voo podem ser de acionamento mecânico-pneumático, eletromecânico ou digital.

Os mecânico-pneumáticos estão presentes, geralmente, em aeronaves de baixo desempenho, devido a suas limitações operacionais, já que são válidos somente dentro de condições de operação estreitas. Seu funcionamento é baseado na conversão de pressão em deslocamentos mecânicos. Instrumentos desse tipo possuem dificuldade em atender o critério de erro máximo admissível para aeronaves de alto desempenho. Além de contar com erros de histerese, como imperfeições na elasticidade das cápsulas aneróides, deformações plásticas nas molas dos mecanismos dos instrumentos, atrito interno, vibrações. Esses efeitos são notados principalmente quando há mudanças rápidas de altitude durante curtos períodos de tempo. Em capítulos posteriores se explicará com detalhes o funcionamento desses instrumentos.

Os instrumentos eletromecânicos podem ser alimentados tanto por linhas pneumáticas como por sinais elétricos. Aqueles são bastante similares aos instrumentos mecânico-pneumáticos, entretanto, no lugar de cápsulas aneróides, possuem transdutores de pressão. Dispensam o uso de ADC, conversores analógico-digital. Já os instrumentos alimentados por sinal elétrico recebem a informação física por meio de um dispositivo mecânico, que está conectado a um ADC, que converte a informação analógica em elétrica e envia a informação ao piloto. Esses instrumentos possuem um atraso da informação devido ao lag eletromecânico.

Os instrumentos digitais estão presentes em aeronaves dotadas de barramentos digitais. As informações anemométricas, já em termos de grandezas aeronáutica, circulam pelo barramento, sendo consumidas pelo instrumento e apresentadas. Possui também um atraso da informação devido ao lag eletrônico.

2. Tecnologia Aviônica

O propósito deste capítulo é introduzir o leitor nos princípios gerais da tecnologia eletrônica e de computação empregada em aviônicos.

2.1 Evolução da Tecnologia

O primeiro grande impulso para o uso de eletrônicos na aviação ocorreu durante a Segunda Guerra Mundial. As comunicações estavam amadurecendo e o desenvolvimento do radar aéreo usando o magnétron, a válvula termiônica e as tecnologias associadas ocorreram em um ritmo bastante rápido durante todo o conflito. Os transistores foram desenvolvidos no final dos anos 1950 e 1960 e substituíram as válvulas termiônicas em muitas aplicações. A melhor relação custo-eficácia dos transistores levou ao desenvolvimento de sistemas aviônicos iniciais ao longo das décadas de 1960 e 1970.



Figura 5: Válvulas termiônicas substituídas pelos transistores

Por muitos anos, os aviônicos foram implementados em dispositivos e sistemas analógicos, com níveis de sinal geralmente relacionados de alguma forma linear ou preditiva à propriedade analógica, como voltagem, corrente, frequência, pulso-largura ou deslocamento de fase. Este tipo de sistema analógico é geralmente propenso a variabilidade devido a imprecisões de modelagem, componentes intrínsecos e tolerâncias de fabricação, temperatura dos componentes, idade, desvio e outras não linearidades. Os princípios da computação digital foram estudados por vários anos antes que a tecnologia fosse aplicada às aeronaves. A computação digital supera a variabilidade da computação analógica, fornecendo resultados precisos repetíveis com alta precisão, sem estar sujeita a variações devido a tolerâncias de fabricação e efeitos térmicos. No entanto, os primeiros computadores digitais eram enormes; eles eram bastante impraticáveis para o uso em qualquer aplicação de via aérea até o surgimento do circuito integrado.

Um dispositivo implementando funções lógicas completas em um único dispositivo tornou-se possível: circuito integrado. A primeira aeronave a ser desenvolvida nos EUA usando técnicas digitais foi a norte-americana A-5 Vigilante, um bombardeiro da Marinha dos EUA que se tornou operacional na década de 1960. Desde o final dos anos 1970 e início dos anos 80, a tecnologia digital tem se tornando cada vez mais usada no controle de sistemas de aeronaves, bem como em sistemas relacionados a missões. A disponibilidade de microprocessadores muito poderosos e de baixo custo e ferramentas de desenvolvimento de software mais avançadas levaram à ampla aplicação da tecnologia digital em toda a aeronave. Nenhum sistema de aeronave – nem sistema sanitário – foi deixado intacto.

A evolução e o crescente uso da tecnologia aviônica para aplicações civis de controles de motor e controles de vôo desde a década de 1950 são mostrados na Figura 6.

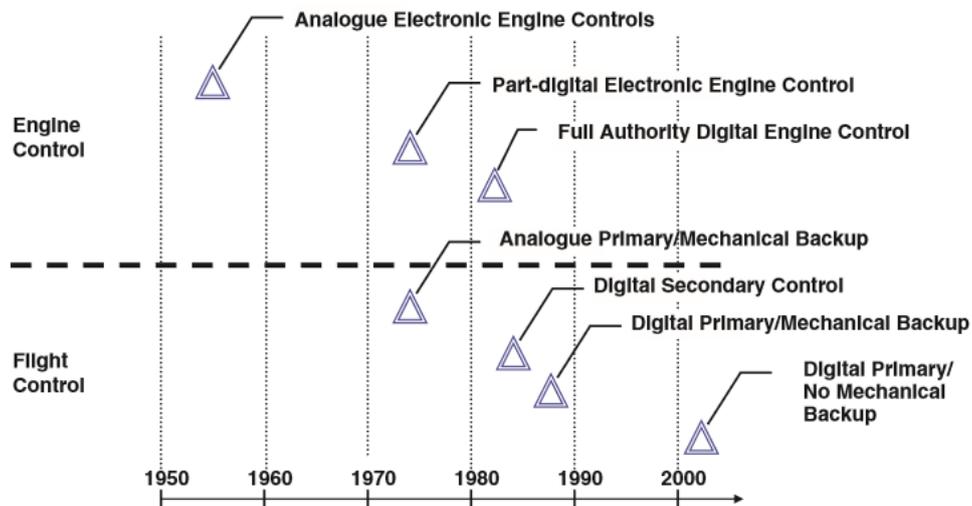


Figura 6: Evolução da eletrônica para o controle de voo e de motor

A evolução da arquitetura de sistemas aviônicos é resumida em Figura 7.

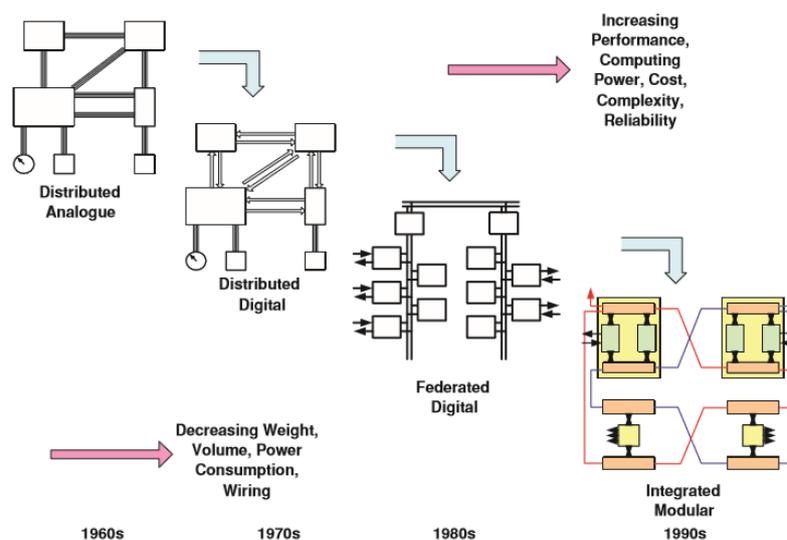


Figura 7: Evolução da arquitetura aviônica

Os sistemas aviônicos iniciais podem ser caracterizados como arquiteturas de computação analógica distribuída. Nessa época, cada sistema de aviônicos funcionava como uma "solução pontual" implementada usando eletrônicos analógicos. Mudanças na funcionalidade exigiam mudanças no circuito e interconectividade.

Nos anos 1970, os primeiros sistemas digitais substituíram os computadores analógicos por computadores digitais. Cada computador executava uma tarefa específica de "solução de pontos", daí seu nome - um computador orientado a tarefas.

Barramentos de dados digitais de alta velocidade como ARINC 429, MIL-STD-1553B e ARINC 629 facilitaram o projeto de arquitetura aviônica mais estruturada em meados da

década de 1980 e trouxeram o conceito de agrupar funções relacionadas em um domínio aviônico, com computadores dentro do domínio interconectado por um barramento de dados. Hoje chamamos isso de arquitetura federada. É caracterizado por vários computadores funcionalmente interconectados, mas discretos. Cada computador possui limites funcionais lógicos associados à tarefa que realiza na aeronave. Sua funcionalidade é determinada pelo software aplicativo em execução nele. Geralmente, o computador e seu software aplicativo incorporado é um projeto proprietário da empresa do sistema aviônico que o fornece. Cada computador é uma unidade substituível em linha (LRU).

Já em 1990 foi desenvolvida a aviônica modular integrada (IMA), que é uma arquitetura de aviônica emergente e sua técnica de empacotamento está sendo aplicada a aeronaves de geração atual como o Airbus A380, A350 e o Boeing 787.

2.2 Computadores em Aviônica

Um computador usado em sistemas aviônicos é um computador orientado a tarefas ou um sistema embarcado. Realiza funções aviônicas específicas em tempo real de acordo com o software armazenado nele e pré-carregado em sua memória. Sua função é colher dados, processá-los e se comunicar com outras unidades. Não é comum a interface com o usuário humano.

Um computador aviônico típico tem a arquitetura mostrada na Figura 8 e compreende:

- Uma fonte de alimentação: converte a potência da aeronave de 115 VAC 400 Hz em energia condicionada e estabilizada para a eletrônica interna;
- Unidades centrais de processamento (CPUs), mais memória de dados e aplicativos: executa o aplicativo para executar a função aviônica desejada;
- Interface I / O: recebe os dados dos sensores e encaminha, depois de processados, para a rede de dados;
- Interface de comunicação de barramento de dados: para conectar o computador aviônico à rede de barramento de dados aviônicos.

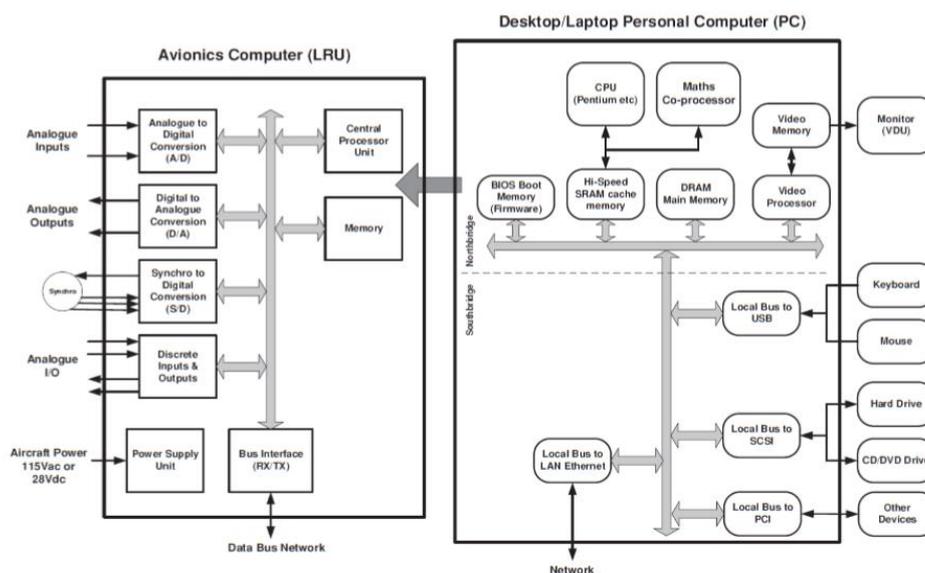


Figura 8: Esquema comparativo das arquiteturas de um computador aviônico e um Personal Computer

O “computador aviônico” deve funcionar de maneira confiável no ambiente no qual ele será instalado. Este processo de robustez deve garantir que o computador aviônico irá operar em um ambiente térmico, vibratório e eletromagnético severo. A Figura 9 mostra a construção típica de uma LRU de computador aviônico.

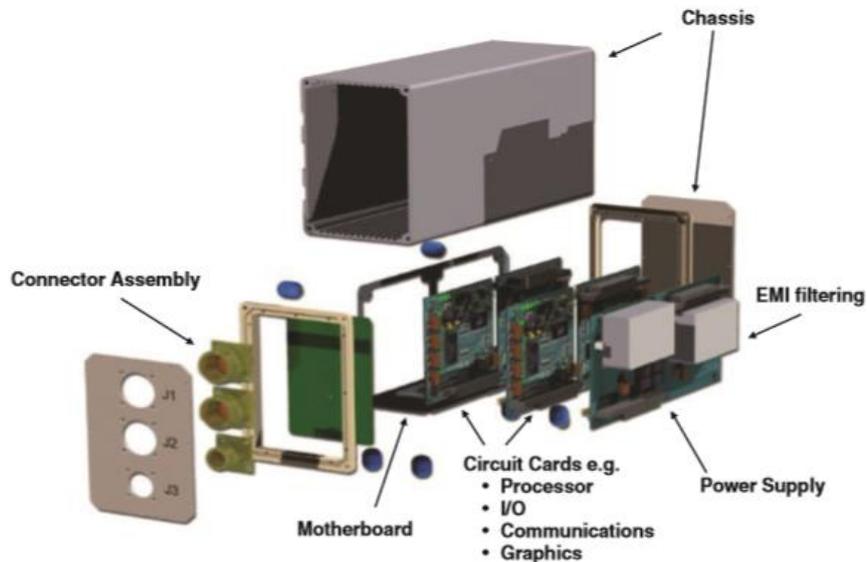


Figura 9: Visão explodida de um computador aviônico típico

Na maioria das aplicações, o computador aviônico é o elemento computacional de um sistema de controle e, no nível do sistema, pode ser considerado como um elemento de controle com entradas, saídas e feedback. O computador de aviônica adquire dados de entrada de uma variedade de sensores de aeronaves, computa e fornece resultados para os efetores de aeronaves de acordo com os algoritmos de função de transferência de seu software de aplicação e mede a resposta da aeronave no feedback e controle preciso das funções da aeronave. Alguns sistemas de controle são sistemas de circuito fechado óbvios, como o piloto automático e o gerenciamento de combustível. Outros sistemas de controle são o circuito aberto e o operador (piloto) fecha o circuito, como o computador de dados aéreos e a tela principal de vôo.

Como exemplo, um computador de dados aéreos (ADC) mede grandezas de entrada de pitot e pressão estática (p_t e p_s) das quais deriva quantidades como velocidade do ar, altitude barométrica e número de mach de acordo com os algoritmos simplificados abaixo:

Pressão de impacto (Hg):

$$q_c = p_t - p_s$$

Altitude barométrica:

$$h = \frac{(29,92126^{0,190255} - p_s^{0,190255})}{0,000013125214}$$

Velocidade Indicada:

$$IAS = 1479,1026 \sqrt{\left(\frac{q_c}{29,126} + 1\right)^{\frac{2}{7}} - 1}$$

Mach:

$$M = \sqrt{5 \left(\frac{q_c}{p_s} + 1 \right)^{\frac{2}{7}} - 1}$$

Estas são equações complexas que buscam modelar a atmosfera da Terra. Antes dos computadores digitais, essas funções teriam sido derivadas de uma complexa rede analógica de modelagem de circuitos, que teria produzido uma grande aproximação, mas não uma avaliação exata dessas equações. O computador digital pode repetidamente resolver essas equações com alta precisão. No entanto, a diferença entre um computador digital e o computador analógico é a maneira pela qual o computador digital resolve essas equações. Em um computador analógico, as equações são resolvidas como uma função contínua. Em um computador digital, os sinais de entrada são quantificados em valores discretos e as equações são resolvidas em amostras de tempo discretas sucessivas. Os processos de digitalização podem introduzir artefatos indesejáveis, a menos que sejam entendidos e gerenciados corretamente.

A Figura 10 mostra a relação da atmosfera ISO – gráfico entre a altitude e a pressão do ar. Se este modelo fosse implementado em um computador analógico, uma inspeção detalhada revelaria que essa função é sempre uma função contínua entre a entrada e a saída. Em um computador digital, uma inspeção detalhada revelaria a função a ser digitalizada em uma série de etapas. O tamanho do passo é a resolução ou precisão limitante da máquina digital, geralmente determinada pelo número de dígitos binários (bits) em seus processos computacionais e a resolução do seu processo de conversão de analógico para digital e de digital para analógico.

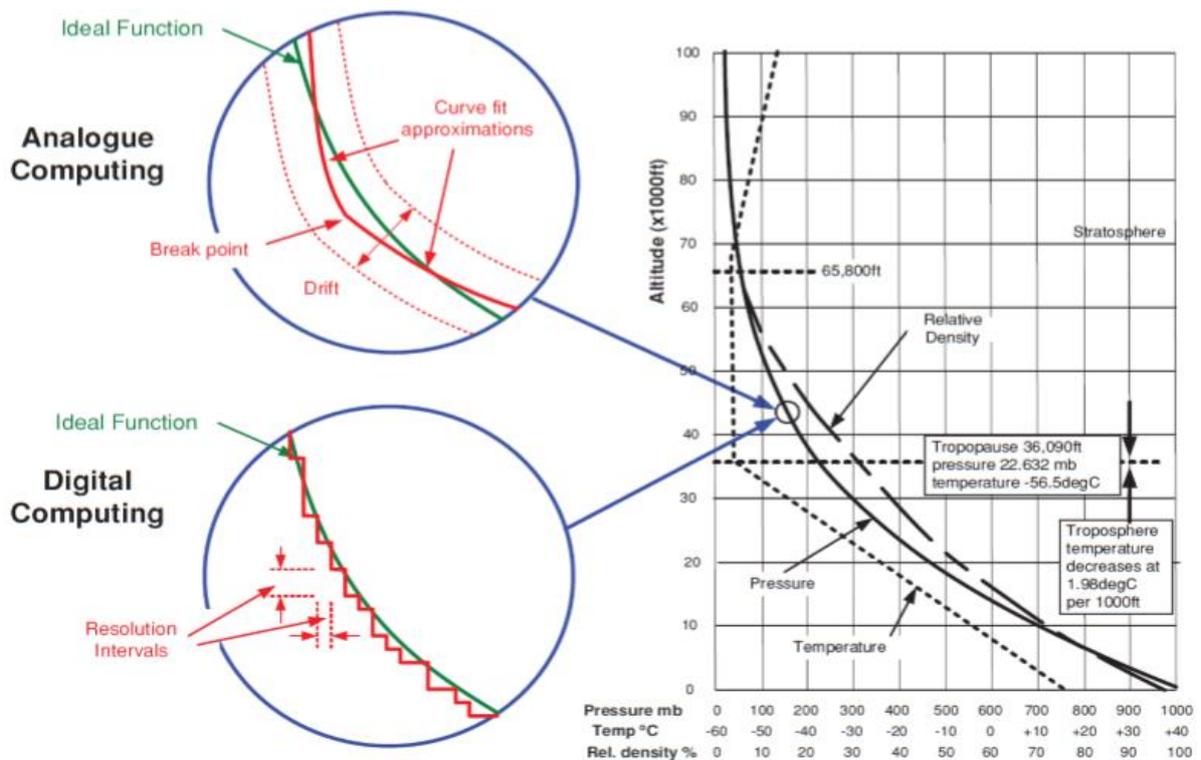


Figura 10: Diferença entre sinal analógico e sinal digital

Precisão é uma medida de quão bem a função implementada modela a função ideal, neste caso a atmosfera da Terra. Em um computador analógico, esta será a precisão com a qual o circuito analógico ajusta-se à curva ideal e estará sujeito a tolerâncias de componentes e variações térmicas. Em um computador digital, será a precisão das equações usadas para expressar o modelo da atmosfera da Terra (em si uma aproximação).

Uma grandeza importante quando tratamos de sinais é a frequência de captura do sinal. Em geral, a frequência deve ser a mais alta possível, porém isso aumenta o custo do equipamento. Frequências muito baixas podem gerar instabilidade do sinal. Cada sistema possui uma "taxa de aquisição mínima", também chamada de frequência de Nyquist, para que o seu funcionamento seja adequado. Em caso que a taxa de aquisição seja inadequada, ou seja, menor que a frequência de Nyquist, alguns problemas podem acontecer.

A Figura 11 ilustra as consequências da taxa de amostragem no processamento de sinal no domínio do tempo. A figura ilustra o impacto de uma frequência de amostragem fixa no aumento das frequências do sinal de entrada senoidal. A Figura 11a ilustra que em baixas frequências, onde há um grau significativo de sobreamostragem, o resultado é uma boa interpretação do sinal de entrada contínuo. Nas frequências que se aproximam da frequência de Nyquist, mostrada na Figura 11b, a distorção está presente na forma de um componente alternativo sobreposto ao sinal desejado. Este sinal origina-se da diferença ou frequência de "batida" entre a entrada e as frequências de amostragem. A Figura 11c ilustra que abaixo da frequência de Nyquist, o componente corrompe o sinal para um nível que o torna inutilizável.

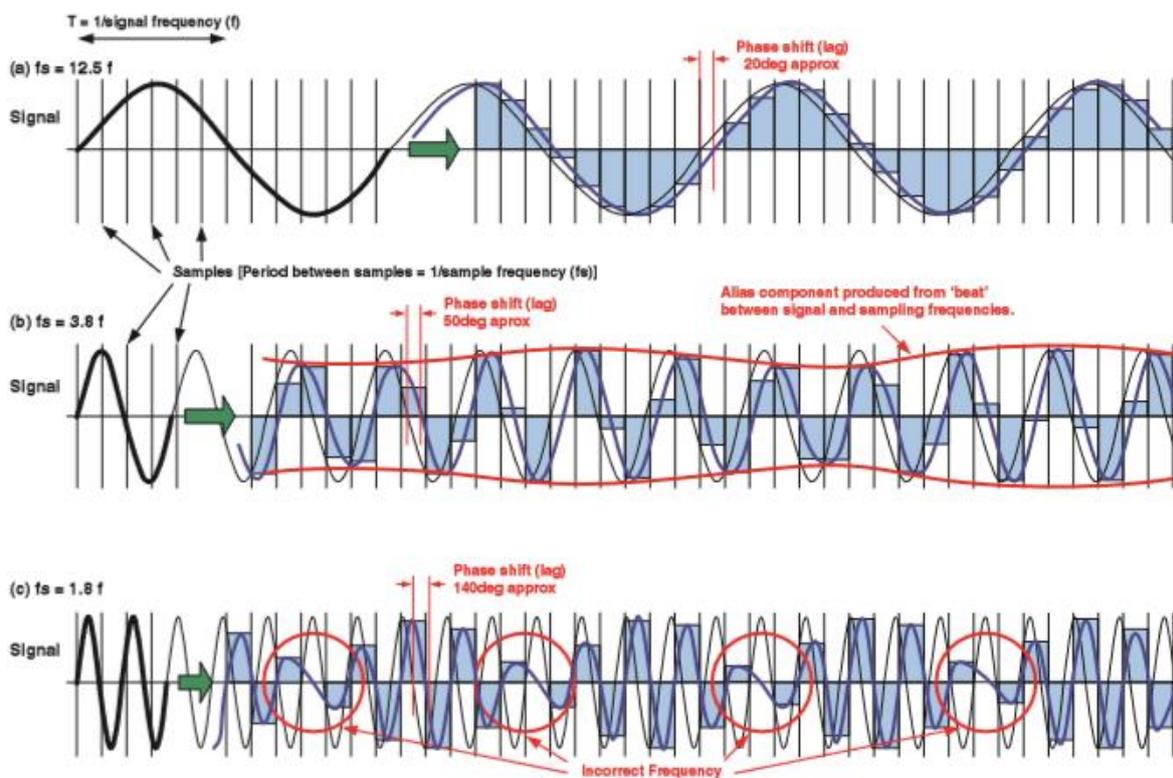


Figura 11: Impacto da variação na taxa de amostragem

Como pode ser visto, à medida que a relação entre a frequência de amostragem e a frequência do sinal diminui, a fidelidade com a qual o sinal pode ser reconstruído progressivamente se degrada. O projetista do sistema deve ter o cuidado de definir a frequência da amostra, a taxa de atualização computacional e a período de processamento para garantir que o sistema de controle processe fielmente todos os componentes de frequência do sinal de interesse e permaneça estável sob todas as condições operacionais potenciais.

2.3 Manipulação de Sinais Digitais

O processamento digital pode ser realizado em taxas muito altas e com grande precisão. No entanto, para executar muitas tarefas úteis, o computador digital precisa interagir com o mundo "real", que é de natureza analógica.

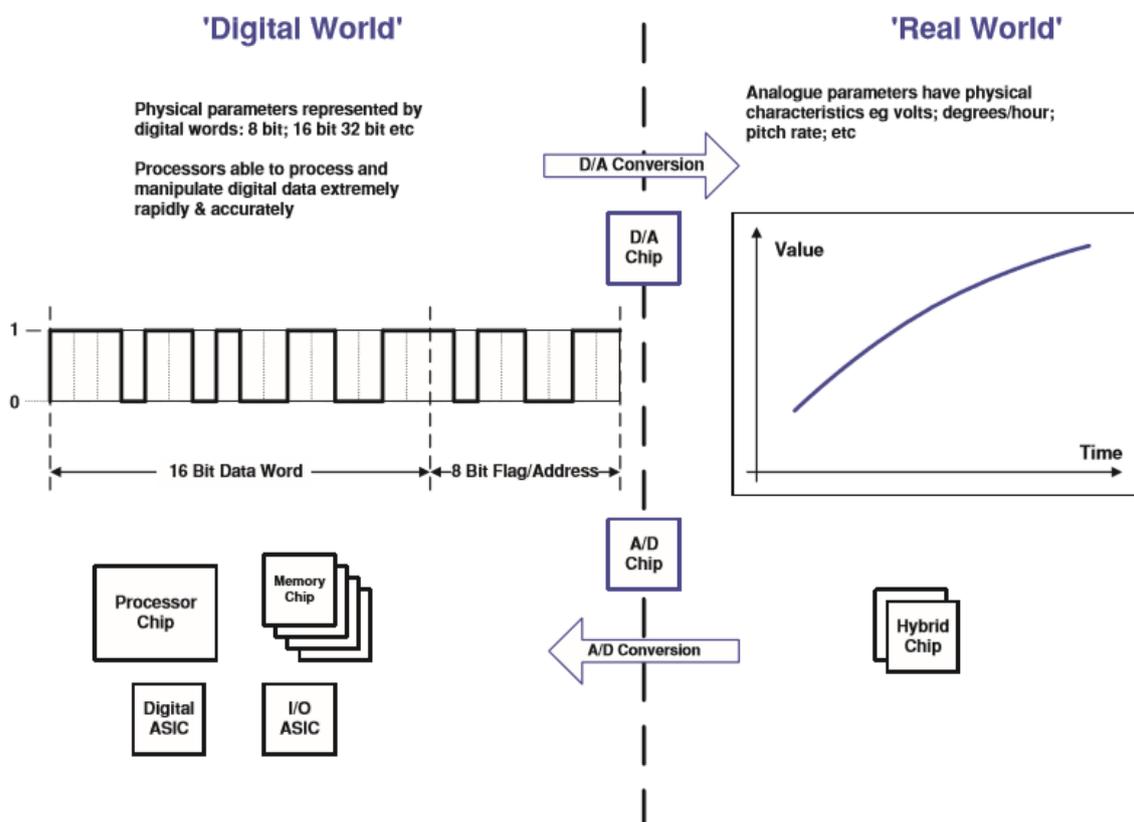


Figura 12: Comparação entre os domínios analógico e digital

No mundo analógico mostrado à direita da Figura 12, os parâmetros são representados em unidades reais: voltagens, graus por hora e assim por diante. Para permitir o processamento digital, estes sinais analógicos têm que ser convertidos em formato digital por um processo chamado conversão analógica para digital (ADC). Isso converte o sinal analógico em uma série de palavras digitais que o processador é capaz de manipular de acordo com o conjunto de instruções que constitui um algoritmo particular ou filosofia de controle. Uma vez concluído o processamento digital, um processo reverso denominado conversão digital para analógica (DAC) converte a saída de volta em um parâmetro analógico adequado para suprir uma demanda a um atuador para se mover: por exemplo, um atuador de controle de

vão ou controle de uma válvula moduladora dentro um sistema de controle de combustível ou ambiental.

Os processos analógico para digital e digital para analógico são mostrados como uma forma de diagrama de fluxo de sinal na Figura 13.

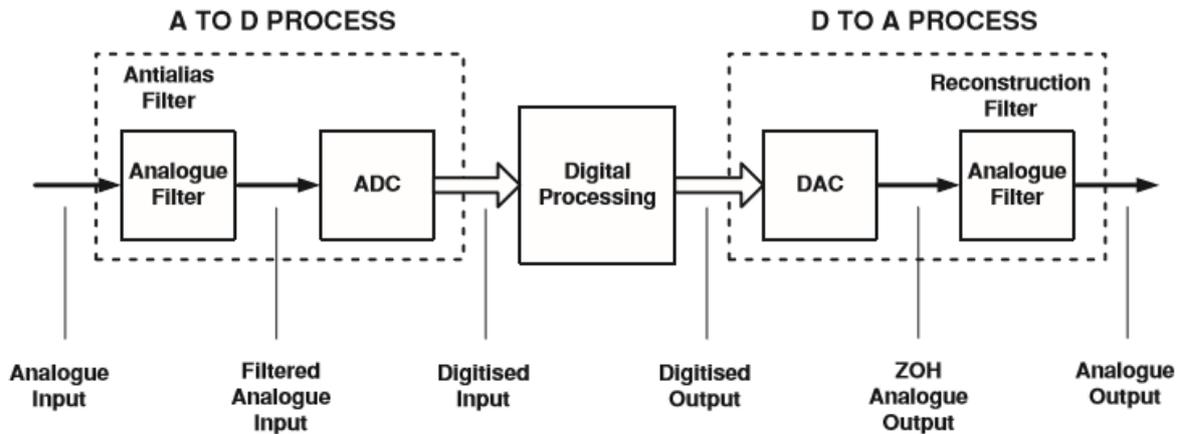


Figura 13: Conversão Analógico-Digital e vice-versa

Vamos detalhar o processo de conversão do sinal analógico para o digital fazendo o uso da Figura 14:

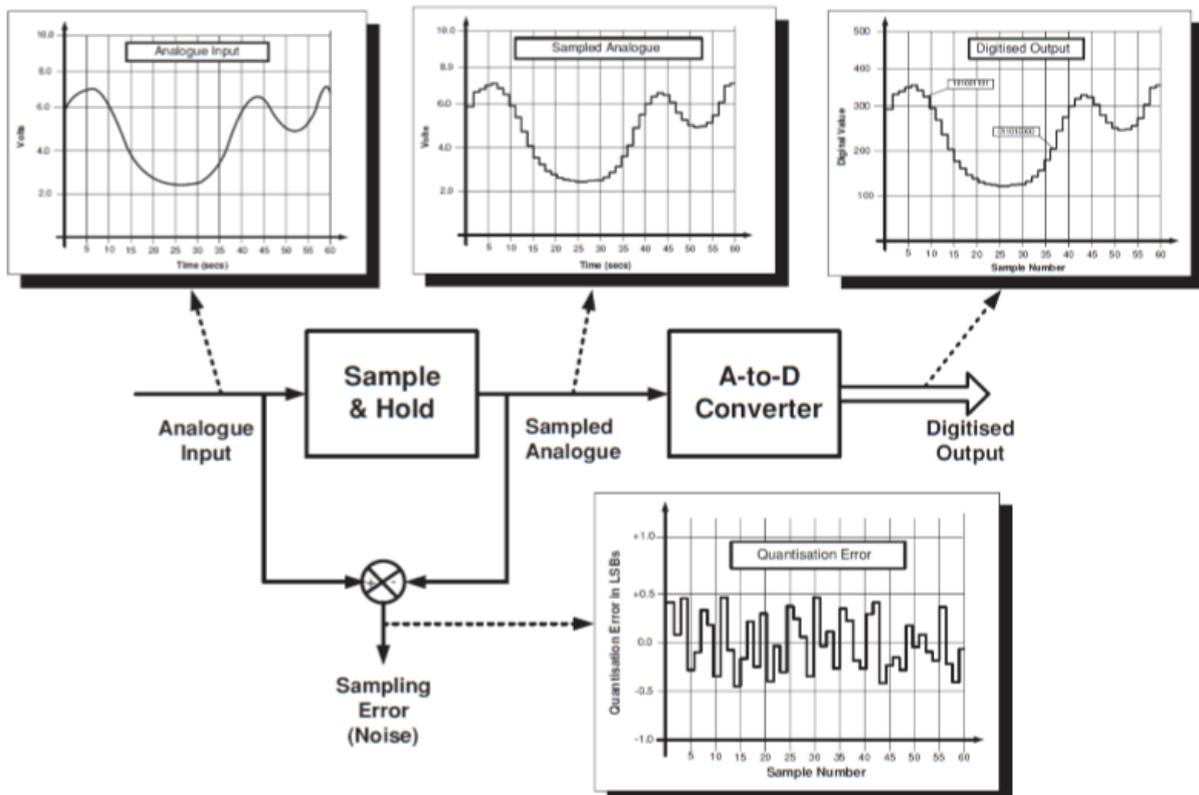


Figura 14: Conversão Analógica - Digital

A partir da Figura 14 vemos que o sinal de entrada analógica é o sinal desejado que está sujeito ao processamento digital. Este sinal irá variar continuamente com o tempo, dependendo do comportamento do sistema do mundo real que ele representa. Este exemplo

específico está variando entre cerca de 7,0 V e cerca de 2,5 V em uma janela de 60 segundos. O sinal é alimentado em um circuito de amostra e espera (SH) que periodicamente testa o sinal analógico.

A saída do circuito SH é mostrada como o sinal analógico mostrado na Figura 14. Isso replica de perto o sinal original, mas com uma aparência de escada, com a largura dos "passos", dependendo da taxa de amostragem. Quanto maior a taxa de amostragem, menores serão esses passos. Na prática, a amostragem não pode ser alcançada instantaneamente, e também, na prática, a taxa de amostragem tem um grande efeito sobre a fidelidade do sinal amostrado (e, portanto, digitalizado), como foi explicado na seção anterior.

Os dados amostrados são convertidos em um fluxo de palavras digitais que representam a representação digital de cada uma das etapas analógicas. A Figura 14 mostra uma representação de 8 bits. Isso é típico do nível de resolução necessário para um sistema de aeronave, como combustível ou sistema hidráulico. A resolução de 12 ou 16 bits também pode ser usada para dados de vôo, como velocidade, altitude e atitude.

Referindo-se novamente ao diagrama de controle original na Figura 14, pode-se ver que há um sinal de erro ou ruído devido ao fato de que o processo de amostragem não é perfeito. Isso é conhecido como erro de quantização. Varia entre $\pm 0,5$ do bit menos significativo (LSB) e depende da escala da palavra digital. Matematicamente o erro é distribuído uniformemente entre $+ 0.5\text{LSB}$ e $- 0.5\text{LSB}$.

O processo inverso, a conversão do sinal digital para analógico, possui certas sutilezas que fogem do escopo desta apostila. De maneira geral, cada amostra do sinal digital gera um ponto em uma curva contínua, analógica, que é aproximada por uma função utilizando métodos numéricos.

Vale ressaltar que o sinal analógico, antes de ser convertido a digital, é filtrado para evitar picos de corrente, minimizar ruídos e proteger contra sobretensão e variações de tensão.

2.4 Software

O software é o coração da moderna aviação digital. Dá ao sistema uma flexibilidade que está muito além do que é possível de equivalentes analógicos. O software descreve algoritmos, declarações lógicas, dados e processos de controle. Projetar, codificar e testar softwares requer procedimentos exclusivos para provar que o software é pelo menos tão confiável quanto seu hardware.

O investimento em software é vasto. O sistema aviônico do Airbus A320 tem cerca de 800.000 linhas de código. O sistema aviônico Boeing 777 tem mais de 4.000.000 de linhas de código em 50 plataformas de hardware. Como uma ordem de grandeza grosseira, foi dito que o número de linhas de código para um sistema aviônico dobra a cada 10 anos, com um aumento proporcional nas horas-homem/homem-dias necessárias para desenvolver e certificar o software para o projeto apropriado.

Os objetivos da engenharia de software são desenvolver softwares aviônicos que sejam:

- Modificáveis: para modificar o software de forma eficaz, é necessário assimilar todas as decisões de design. Se não for feito, as modificações são apenas reparos indiscriminados. O software modificável deve permitir mudanças sem aumentar a complexidade geral;
- Eficazes: usa os recursos disponíveis da melhor maneira. Os recursos limitados são tempo (poder de cálculo disponível) e espaço (memória disponível);
- Confiáveis: Eliminando falhas de projeto e tomando medidas de recuperação se ocorrerem disfunções (tolerantes a falhas).
- Inteligíveis: legível (geralmente como resultado de um bom estilo de codificação) e facilmente capaz de isolar dados e operações realizadas nos dados.
- Reutilizáveis: a analogia desejada é o conceito de componentes de software serem amplamente reutilizáveis como componentes eletrônicos. Para que uma biblioteca de componentes seja reutilizável, é essencial que cada uma esteja totalmente documentada e caracterizada.

Como todo dispositivo aeronáutico, os softwares passam por um longo e rigoroso processo de certificação, que testa sua confiabilidade, robustez, funcionalidade, entre outras qualidades.

Com os softwares cada vez mais potentes, os hardwares também devem acompanhar o desenvolvimento. Além da capacidade de processamento maior, os hardwares utilizados em aviãoica devem também mostrar robustez, confiabilidade, funcionalidade, entre outras características.

Em 1965, Gordon Moore, co-fundador da Intel, previu o futuro da computação baseada em microprocessadores em sua famosa Lei de Moore: “O poder de processamento do microprocessador vai dobrar a cada dois anos”. Conforme ilustrado na Figura 15, sua previsão mostrou-se correta até então.

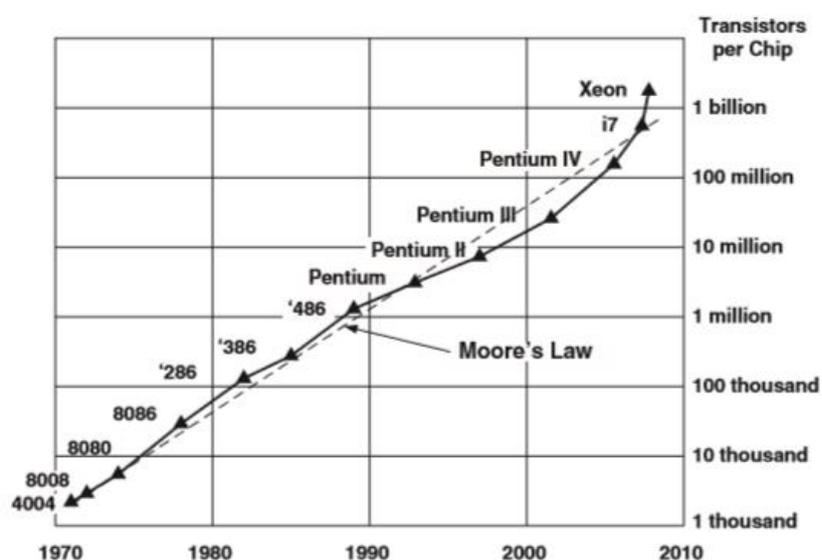


Figura 15: Lei de Moore

3. Redes de Dados

Este capítulo discute os barramentos de dados digitais e as redes de comunicação usadas nas aeronaves de transporte civil atuais. Vamos discutir os princípios básicos das tecnologias de barramento, incluindo técnicas de codificação, atributos e topologias. Os barramentos que serão vistos neste capítulo são:

- ARINC 429: velocidade de 100kbps, barramento linear, unidirecional;
- MIL-STD-1553B: barramento linear bidirecional de 1 Mbps; controle centralizado, protocolo de comando/resposta;
- ARINC 629: barramento linear bidirecional de 2 Mbps, controle distribuído;
- ARINC 664: 10/100Mbps, estrela, rede de comunicação bidirecional, controle distribuído;
- CANbus: 1 Mbps; barramento linear bidirecional.

O MIL-STD-1553B é um padrão de barramento de dados militar usado extensivamente em aeronaves militares, mas está incluído neste capítulo porque possui muitos recursos e capacidades importantes, cujas lições foram obtidas na evolução do barramento de dados aviônicos civis e militares subsequentes. Algumas plataformas de dupla utilização, de uso civil e militar, incorporam o equipamento MIL-STD-1553B.

3.1 Fundamentos

Os sistemas aviônicos iniciais empregavam computadores analógicos com informações transferidas entre sensores, efetores e computadores, e entre os próprios computadores, como um sinal analógico (por exemplo, tensão, corrente, largura de pulso, frequência, etc.) proporcional à quantidade da variável medida. Cada sinal era mais comumente transportado por um fio de cobre blindado, às vezes um par trançado de fios de cobre trançados para melhorar a questão do ruído.

Em meados da década de 1960, os computadores digitais estavam substituindo os computadores analógicos e era necessário um meio de transferir informações digitalmente. A solução mais óbvia foi transferir a informação como uma série de zeros e uns (uma palavra de dados) representando o equivalente binário codificado da quantidade em questão. Essas informações eram empacotadas como um conjunto de bits únicos em uma palavra de dados. Dessa maneira foi possível transferir diversas quantidades de dados por um mesmo fio ao mesmo tempo. Com a adição de um meio para identificar qual palavra de dados se refere a qual quantidade (o protocolo), temos um barramento de dados digital. As transferências de informação precisam ser repetidas em uma base cíclica contínua a uma frequência que satisfaça os critérios de Nyquist (a taxa de amostragem discutida no capítulo anterior).

Assim, um barramento de dados digital é um meio de transferir informações de um computador para outro computador em formato digital, geralmente sobre um par de fios de cobre trançado e blindado; ou possivelmente um cabo de fibra ótica para sistemas de maior banda. Normalmente, as informações incluirão mensagens (quadros ou pacotes de dados) transmitidas serialmente pelo barramento de dados, como mostrando na Figura 16. Pacotes de dados compreendem uma série de palavras de dados precedidas por uma palavra de

comando ou cabeçalho que identifica o pacote de dados, a quantidade de informação contida dentro dele e outras informações relativas à qualidade dos dados, sua origem e destino.

O fluxo de mensagens também inclui um meio para detectar erros ou corrupções dentro dele. O meio mais simples de detectar erros é uma verificação de paridade. Um bit

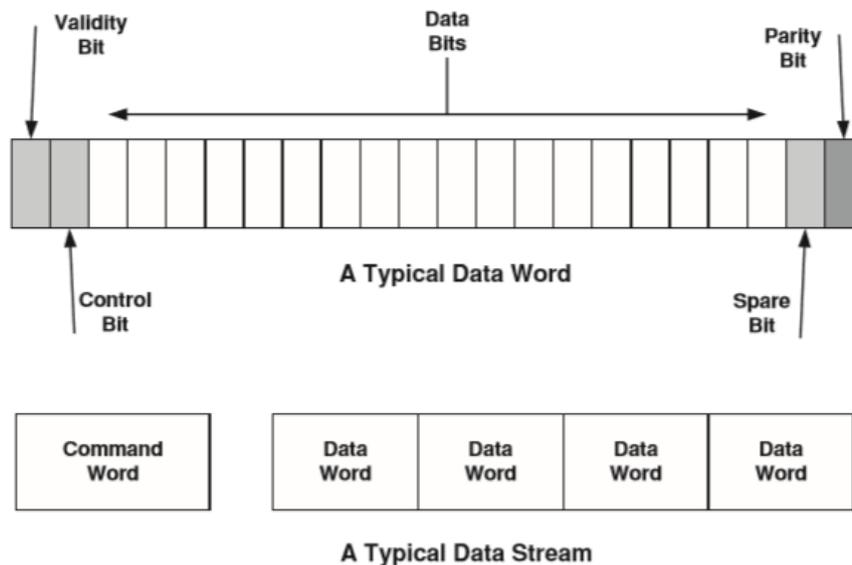


Figura 16: Formato de um barramento de dados

extra (o bit de paridade) é adicionado ao fluxo de dados, o que pode levar o valor 0 ou 1 para tornar a soma total de 1s no fluxo de dados um número par (conhecido como paridade par). A verificação de paridade só pode detectar um único erro de bit e, portanto, é realmente adequada apenas para mensagens curtas. Bits adicionais são adicionados a mensagens mais longas para melhorar a capacidade de detecção de erros. Eles são conhecidos como verificações de redundância cíclica (CRCs) e, com um número suficiente de bits, podem até fornecer correção de erros, bem como detecção de erros. No entanto, para sistemas aviônicos, o objetivo geral do projeto é que os erros sejam eventos raros e projetar meios alternativos para gerenciar a perda de uma mensagem.

Dois dos métodos mais populares de codificação de informações digitais em sinais elétricos são mostrados na Figura 17. Eles são o formato bipolar de retorno a zero (RTZ) e o formato bifase de não retorno a zero (NRZ) de Manchester.

O formato RTZ bipolar codifica uma lógica 1 como uma transição de voltagem alta a zero durante cada tempo de bit. Uma lógica 0 é codificada por uma transição de tensão baixa a zero durante cada tempo de bit. São os níveis de tensão que sinalizam o tempo de bit e o valor do bit. As tensões absolutas não são importantes, apenas sua polaridade é importante. O receptor incorpora detecção de limiar com histerese para fornecer proteção contra interferência eletromagnética. Cada bit de tempo compreende uma porção que significa o valor do bit de dados (lógica 1 ou lógica 0) e uma porção quando o sinal é zero, o que permite que o receptor se sincronize com o transmissor. Os dados são automáticos. O receptor não precisa conhecer a frequência da transmissão, pois ela se sincroniza com o transmissor detectando o período durante o tempo de bit quando o sinal é zero. Em teoria, a taxa de clocking poderia ser qualquer frequência, mas, na prática, a frequência de tempo de bit é

limitada pela impedância característica do cabo e pelas reflexões criadas por incompatibilidades de impedância nos cabos, emendas e conectores.

O formato biphas Manchester non-return-to-zero codifica uma lógica 1 como transição de alta para baixa tensão durante o tempo de bit e a lógica 0 como uma transição de tensão baixa para alta durante o tempo de bit. São as transições de tensão que sinalizam

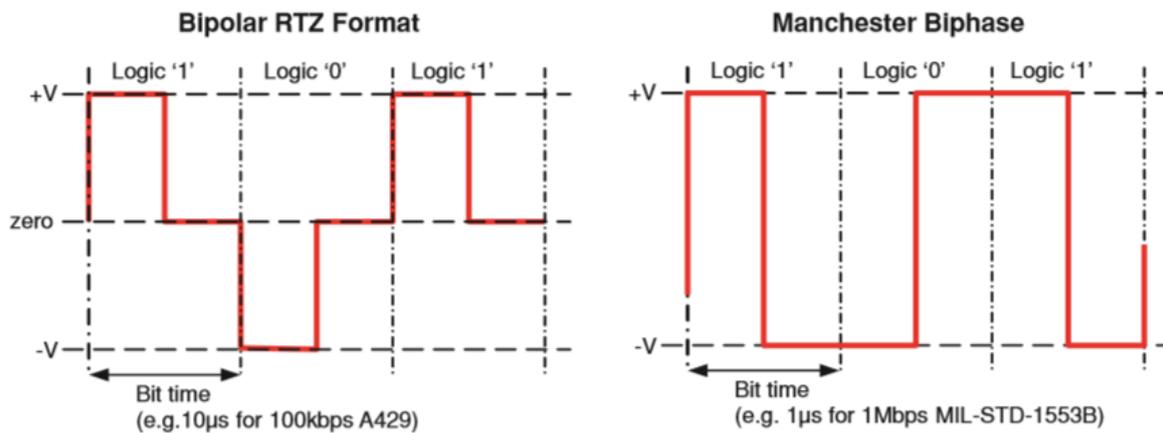


Figura 17: Codificação de Bits

o tempo de bit e um valor de bit.

O formato RTZ bipolar possui três estados de tensão: alto, baixo e zero. A biphas de Manchester possui dois estados de tensão: alto e baixo. Barramentos como o ARINC 429 utilizam a lógica Bipolar RTZ e barramentos MIL-STD-1553B utilizam lógica Manchester.

Existem diferentes classes de transmissão de dados, as mais comuns são:

- Single source - coletor único: essa classificação descreve uma técnica onde um transmissor envia informações para um único receptor. Os aplicativos de barramento de dados mais antigos eram desse tipo, substituindo os links analógicos usados nos sistemas anteriores.
- Single source – vários coletores: esta classificação descreve uma técnica em que um equipamento transmissor pode enviar dados para diversos equipamentos receptores.
- Multiple source - vários coletores: nessa classificação, várias fontes de transmissão podem transmitir dados a vários receptores.

Em relação às topologias de rede, as mais comuns são mostradas na Figura 18. Quando a topologia é linear, costumamos chamá-las de barramento de dados. Quando a topologia se converte em algo mais complexo com diversos receptores, por exemplo numa topologia estrela, tendemos a nos referir a elas como redes.

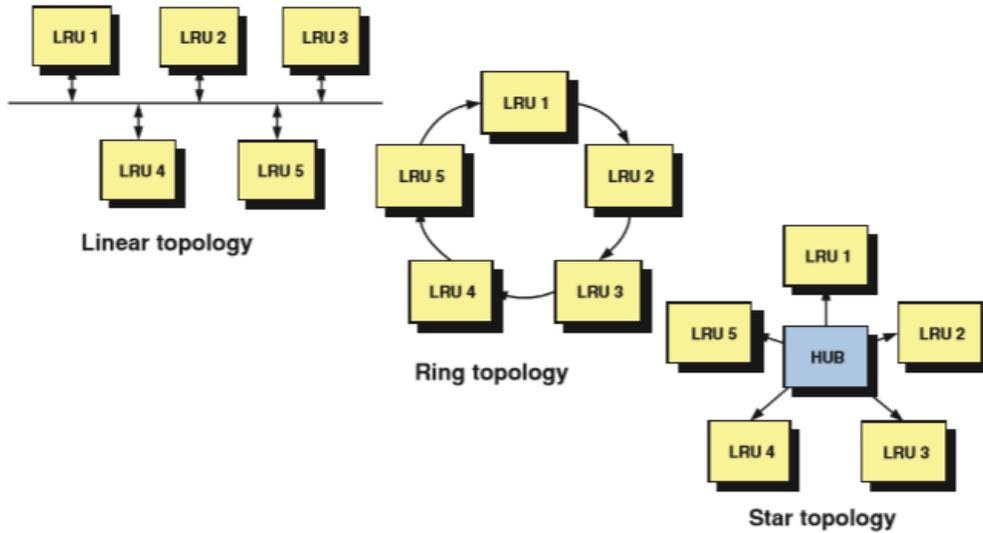


Figura 18: Tipos de topologia

- Topologia linear: todas as unidades substituíveis em linha (LRUs) recebem todas as transmissões. As LRUs podem ser adicionadas sequencialmente ao barramento. É a topologia mais comum utilizada em barramentos aviônicos.
- Topologia em anel: mensagens são passadas sequencialmente de uma LRU para a LRU subsequente do anel. O anel deve ser “quebrado” para adicionar uma nova LRU.
- Topologia em estrela: LRUs estão conectadas a um hub central, switch ou roteador (sinônimos). As mensagens passam pelo hub (ou switch) para todas as outras LRUs na rede. LRUs podem ser adicionadas adicionando portas ao switch.

A evolução da velocidade de transmissão de dados em barramentos aviônicos militares e civis pode ser vista na Figura 19. O barramento ARINC 429 é o mais amplamente usado na aviação.

Data Rate	Databus	Application
10Gbps		
1Gbps	◀ IEEE 1394b; 800Mbps	F-35 JSF
100Mbps	◀ ARINC 664-P7; 100Mbps	Airbus A380 Boeing 787
10Mbps	◀ STANAG 3910; 20Mbps	Typhoon, Rafale
1Mbps	◀ MIL-STD-1553B; 1Mbps ◀ CANbus; 1Mbps ◀ ASCB; 670kbps	Very widely used in Military Aerospace Community Automotive Business Jets
100kbps	◀ ARINC 429; 100kbps ◀ CSDB; 50kbps	Very widely used in Civil Aerospace Community General Aviation

Figura 19: Evolução da velocidade na transmissão de dados

3.2 Protocolos de Transmissão

Barramentos de dados unidirecionais, de fonte única e com múltiplos receptores como o ARINC 429 podem ter uma estrutura de comando simples (protocolo), entretanto, a rede física para implementar um sistema aviônica pode ser bastante complexa, já que envolve diferentes equipamentos. Um exemplo disso é mostrado na Figura 20.

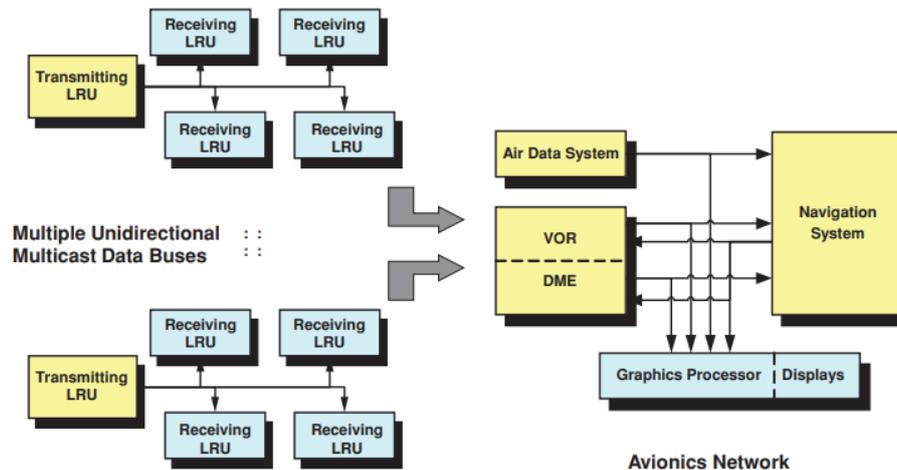


Figura 20: Rede aviônica – Fonte única

Ao facilitar a comunicação em ambas as direções, a rede física pode ser simplificada. Um barramento de dados bidirecional possui várias fontes e vários coletores. Nesse tipo de barramento de dados, todos os terminais podem transmitir e receber no mesmo barramento de dados; mas claro que não ao mesmo tempo, ou as mensagens se sobreporiam umas às outras. As mensagens precisam ser separadas por um protocolo de multiplexação de tempo. A rede física é simples: cada terminal precisa de apenas uma interface de barramento de dados. Vide Figura 21. No entanto, o protocolo de dados é complexo. A arbitragem deve ocorrer para garantir que apenas um terminal seja capaz de transmitir a qualquer momento. Receptores devem estar aptos a receber todo o tempo. O reconhecimento do receptor é possível e estratégias de recuperação de erro podem ser desenvolvidas. Os protocolos de barramento de dados bidirecionais mais populares são:

- Alocação de slots de tempo: Cada terminal recebe um intervalo de tempo predeterminado no barramento. Um terminal deve aguardar por seu intervalo de tempo para assumir o controle do barramento e transmitir.
- Comando/resposta: Um controlador de barramento (BC) comanda todas as transações no barramento. Nenhum terminal pode transmitir sem receber permissão do controlador de barramento. A falha do BC principal pode ativar um BC alternativo; no entanto, apenas um CB pode estar ativo.
- Passagem de token: um token é passado pelos terminais de barramento. Um terminal só pode assumir o controle do barramento e transmitir depois de receber o token. Quando tiver concluído suas transações, passa o token para outros usuários.

- Contenção: Qualquer terminal pode transmitir a qualquer momento após o barramento ficar ocioso (sem atividade). Se dois terminais começarem a transmitir de uma vez, ocorrerá uma colisão. Ambos os terminais devem parar e, após uma espera aleatória, tentar novamente para transmitir. Colisões são eventos normais.

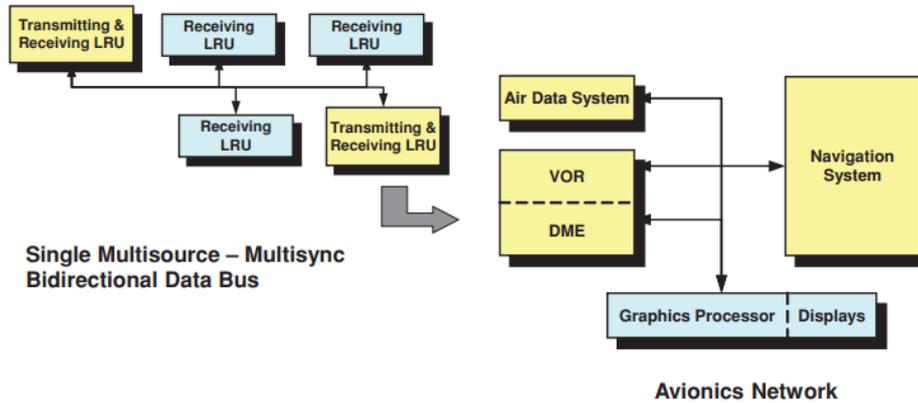


Figura 21: Rede aviônica - Múltiplas fontes

3.3 Barramentos

3.3.1 ARINC 429

O ARINC 429 é de longe o barramento de dados mais comum em uso em aeronaves de transporte civil, jatos regionais e jatos executivos que voam atualmente. Desde a sua introdução nos aviões Boeing 757/767 e nos aviões Airbus no início dos anos 80, dificilmente uma aeronave produzida não utilize este barramento de dados. É um barramento de dados de topologia linear de origem única e receptores múltiplos. Ele é transmitido em um cabo blindado de par trançado usando codificação bipolar de retorno a zero. Até 20 terminais de recepção podem ser conectados ao barramento. A Figura 22 mostra um esquema desse barramento.

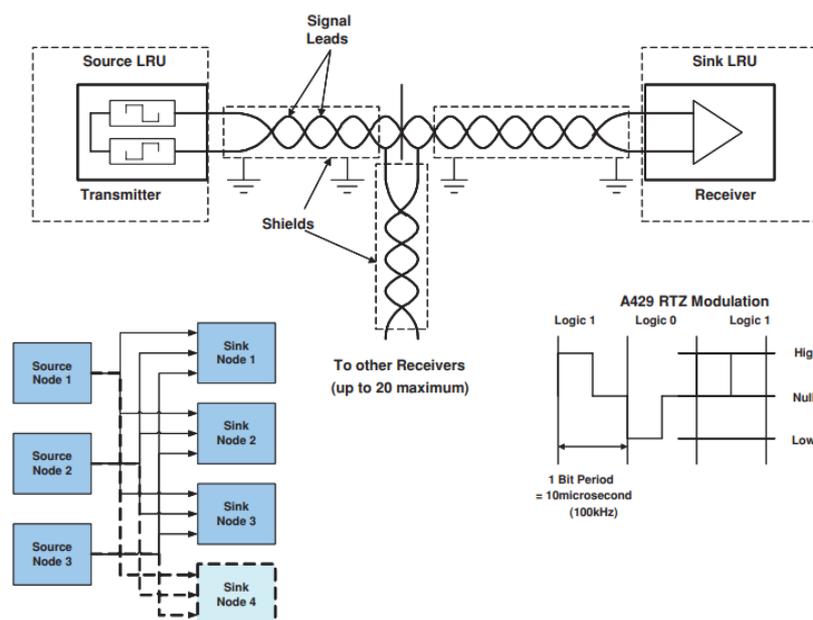


Figura 22: Topologia do ARINC 429

A informação é transmitida uma palavra de 32 bits de cada vez. O formato da palavra é mostrado na Figura 23. Ele compreende um componente de dados de 18 bits no qual a informação pode ser codificada como binária, decimal codificada binária (BCD), alfanumérica (ASCII). Os dados são precedidos por um componente de etiqueta de 8 bits que identifica o conteúdo da informação do componente de dados. O bit final é um bit de paridade. Outros bits estão disponíveis para identificar a origem e o status dos dados. A especificação ARINC 429 incorpora muitos rótulos fixos e formatos de dados para facilitar um padrão aberto. No entanto, os projetistas podem implementar criptografias de dados alternativas e adicionais para atender aos requisitos do sistema. Deve-se notar que os fluxos de informação são somente em uma direção: da fonte (transmissor) para os receptores. Não há meios para um receptor confirmar o recebimento. A fonte transmite informações quando está disponível; os receptores devem pegá-lo quando chegar. O transmissor não sabe se os receptores receberam corretamente a mensagem. Não há um mecanismo de recuperação de erros para mensagens perdidas ou corrompidas.

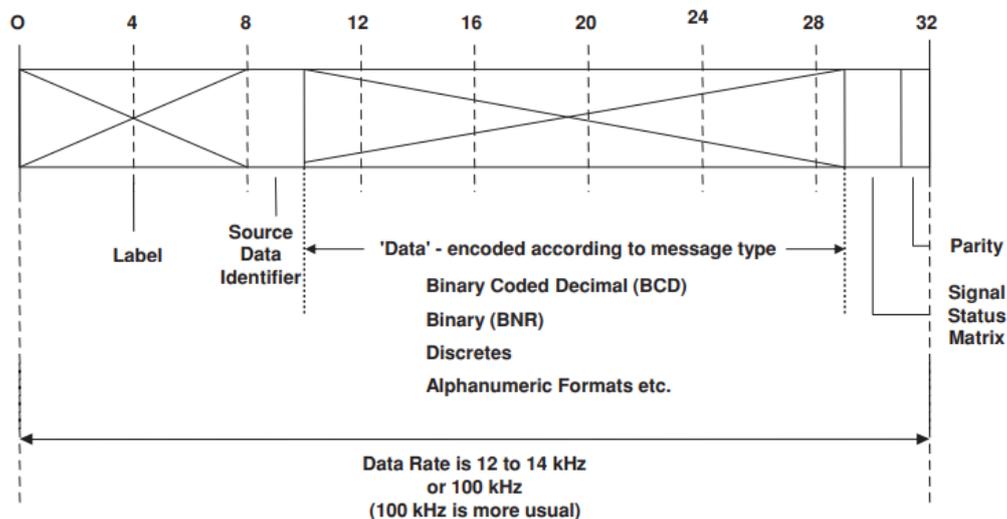


Figura 23: Formato da palavra digital do ARINC 429

O padrão oferece duas taxas de dados. A taxa de dados de 12 a 14 kbps de baixa velocidade é geralmente usada para comunicação com sensores, efetores, painéis de controle e anunciadores com baixo conteúdo de dados. A taxa de dados de alta velocidade de 100 kbps é geralmente usada para comunicação entre computadores aviônicos. A capacidade de dados é modesta. A taxa de dados de alta velocidade de 100 kbps acomoda pouco mais de 32 palavras a 50 Hz (20 ms) de tempo de ciclo com um carregamento de barramento de 50%. O barramento ARINC 429 pode ser pensado como um tubo de transporte para uma única mensagem (ou pacote de dados) que compreende uma lista de todas as palavras transmitidas por esse link.

A consequência da construção de uma arquitetura de sistema aviônico usando ARINC 429 é que há um número significativo de links de barramento de dados ARINC 429. Cada computador aviônico transmissor (LRU) terá pelo menos um canal de saída ARINC 429, e cada LRU receptora terá um canal de entrada ARINC 429 para cada LRU do qual recebe dados. A Figura 24 mostra uma arquitetura típica de flight deck implementada usando barramentos de

dados ARINC 429. Nesta arquitetura, existem mais de 20 canais ARINC 429, um de cada LRU de transmissão.

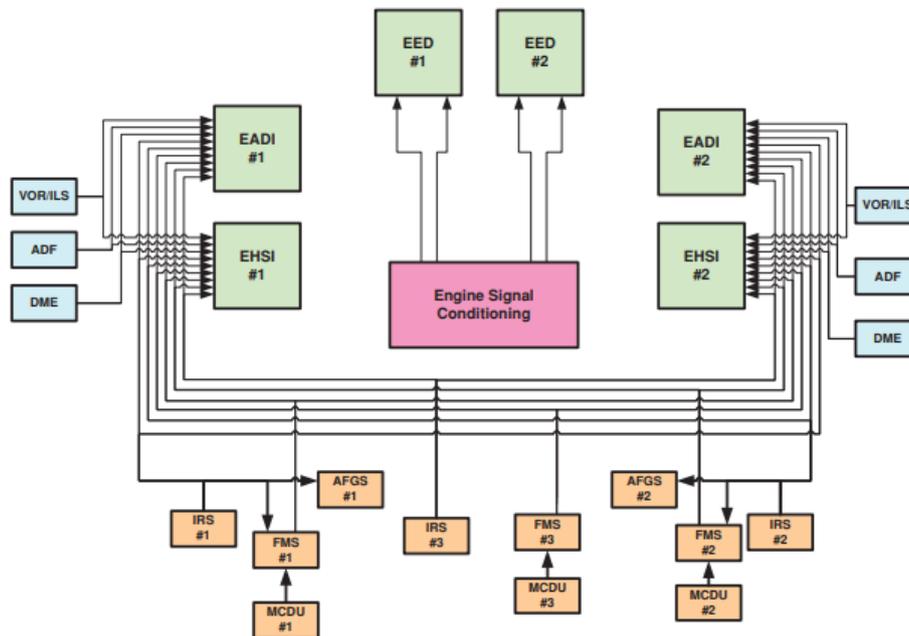


Figura 24: Arquitetura do ARINC 429

O ARINC 429 tem a vantagem de o protocolo de dados ser extremamente simples; isto é, o terminal transmissor envia informações quando está pronto; o terminal de recebimento adquire dados à medida que chegam. No entanto, a rede física consequencial é complexa.

3.3.2 MIL-STD-1553B

O MIL-STD-1553B é um barramento de dados padrão militar amplamente utilizado em muitos tipos de aeronaves militares. Foi originalmente concebido em 1973 e o padrão 1553B surgiu no final dos anos 70. É uma topologia bidirecional, linear, controle centralizado, barramento de protocolo de comando/resposta. Os dados são transferidos através de um par trançado no formato bifásico Manchester a 1 Mbps. O controle é executado por um controlador de barramento centralizado (BC) que executa transações com terminais remotos (RTs) embutidos em cada uma das LRUs do sistema aviônico. Cada transação assume a forma de um comando emitido pelo BC, transferência de dados para/do terminal remoto, seguido por uma resposta de status do terminal remoto de recebimento. O recurso abrangente de detecção e correção de erros de mensagens oferece altos níveis de integridade de dados.

A rede geralmente é implementada para operação redundante dupla. Até 31 terminais remotos mais o BC podem ser conectados ao barramento como mostrado na Figura 25. Uma implementação típica geralmente coloca o BC no terminal remoto com maior intensidade de computação (geralmente também o terminal com maior fluxo de dados).

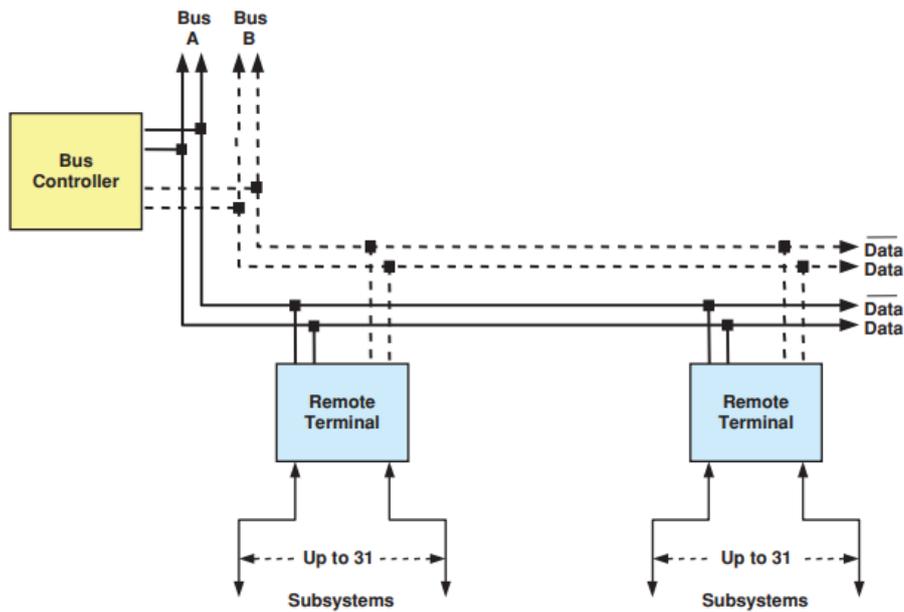


Figura 25: Topologia do MIL-STD-1553B

O protocolo do MIL-STD-1553B compreende palavras de comando, palavras de dados e palavras de status empacotadas em 20 bits a uma taxa de dados de 1 Mbps, usando codificação biphas de Manchester, como mostrado na Figura 26.

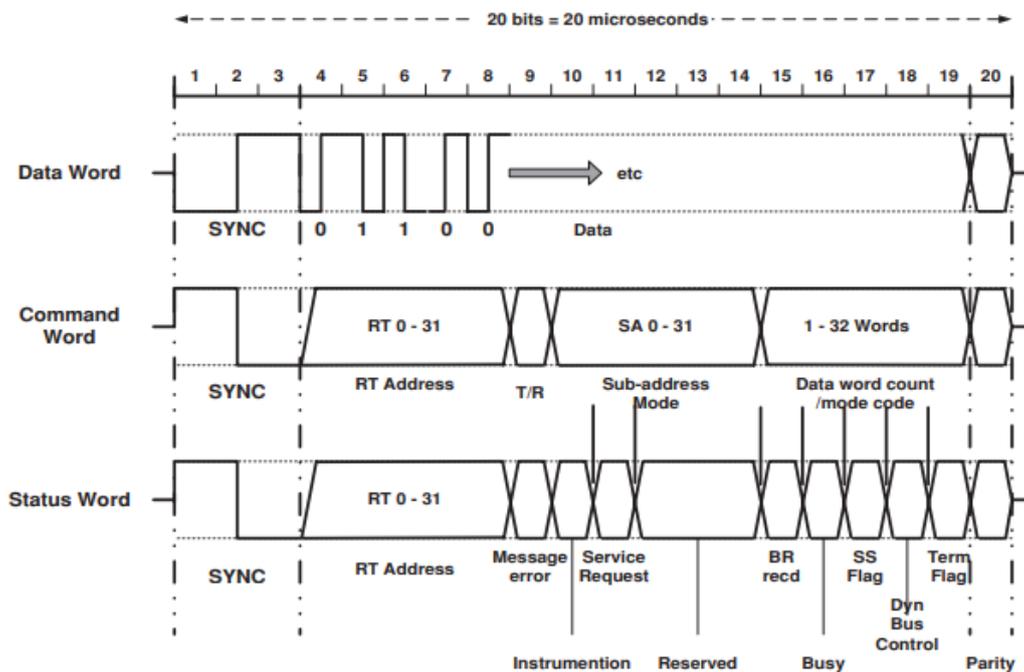


Figura 26: Formato da palavra digital do MIL-STD-1553B

Cada palavra começa com um pulso de sincronização para "despertar" os terminais remotos e obtê-los em etapas:

- Uma palavra de dados compreende 16 bits de dados mais paridade;

- Uma palavra de comando compreende cinco bits para identificar o terminal remoto endereçado (máximo de 31 RTs), um bit de recepção de transmissão, cinco bits para identificar o subendereço (normalmente usado para identificar o pacote de dados), cinco bits para identificar o número de palavras de dados na transação (máximo de 32 palavras por transação) mais paridade.

- Uma palavra de status compreende cinco bits para identificar o terminal remoto de resposta e uma série de bits para indicar o status do terminal remoto. Mensagens do tipo "RT funcionando corretamente, mensagem válida e recebida corretamente".

Os tipos mais comum de comunicação são:

- Barramento de controle para terminal remoto;
- Terminal remoto para controlador central;
- Terminal remoto para terminal remoto;
- Em rede;

A comunicação entre o barramento de controle (BC) e o terminal remoto (RT) é mostrada na Figura 27. O BC emite um comando de recepção que identifica dentro dele o endereço de barramento do RT que deve receber dados, o pacote de dados a ser recebido e o número de palavras de dados no pacote. O BC então imediatamente anexa o pacote de dados (sem intervalo). Após um breve intervalo de tempo (4–12 μ s), o RT receptor responde com seu status, avisando ao BC que recebeu a mensagem corretamente (ou não). Isso conclui o handshake da transação de comando/resposta de BC para RT. Após um curto intervalo entre mensagens (> 4 μ s, mas normalmente \sim 8 μ s), o BC pode iniciar a próxima transação.

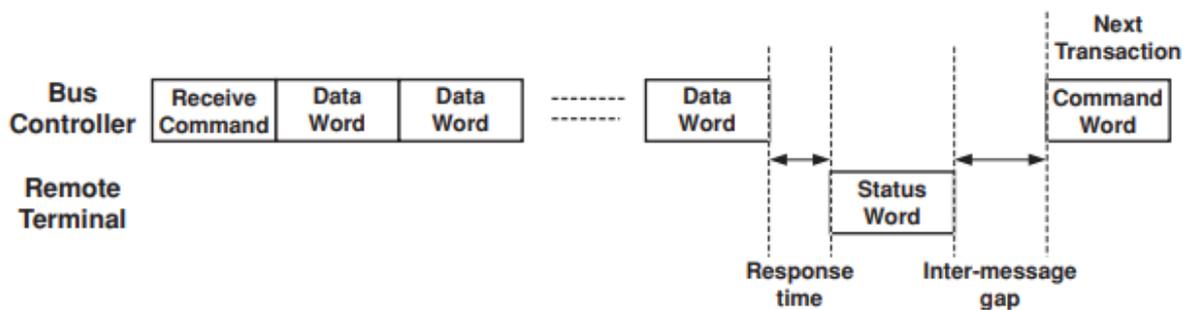


Figura 27: Comunicação entre o BC e o RT

A comunicação entre RT e BC é mostrada na Figura 28. O BC emite um comando de transmissão identificando dentro dele o endereço de barramento do RT que deve transmitir dados, o pacote de dados que ele deve transmitir e o número de palavras de dados esperadas no pacote. Após um breve intervalo, o RT responde primeiro com seu status imediatamente seguido pelo pacote de dados solicitado de até 32 palavras. O BC, é claro, sabe se recebeu o pacote de dados corretamente ou não, por isso não há necessidade de emitir uma palavra de status. Isso completa o handshake da transação de BC para RT e, após um curto intervalo entre mensagens, o BC pode começar a próxima transação.

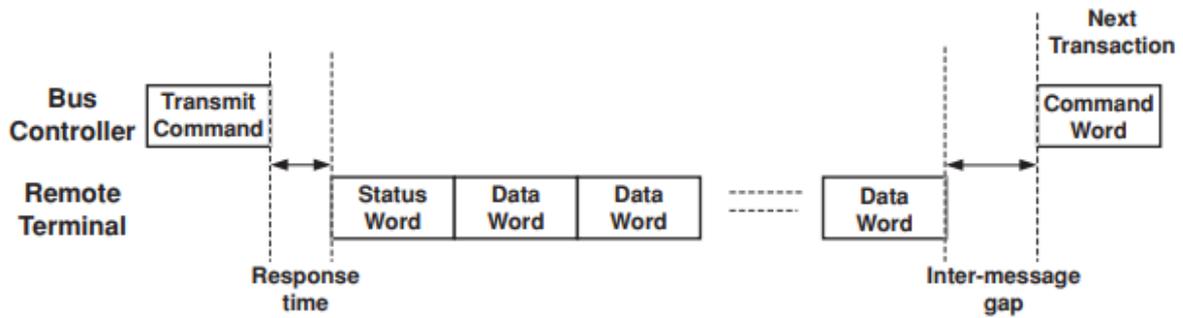


Figura 28: Comunicação entre o RT e BC

A comunicação entre terminais remotos (RTs) é mostrada na Figura 29. É um composto das transações RT-BC e BC-RT. Primeiro o BC emite um comando de recebimento para preparar o RT designado para receber os dados e, em segundo lugar, emite um comando de transmissão para o RT que deve transmitir os dados. Após um curto intervalo de tempo de resposta, o RT de transmissão responde primeiro com o seu estado imediatamente seguido pelo seu pacote de dados. Após um curto intervalo de tempo de resposta, o RT receptor responde com seu status. Isso conclui o handshake da transação de RT para RT e, após outro curto intervalo entre mensagens, o BC pode iniciar a próxima transação.

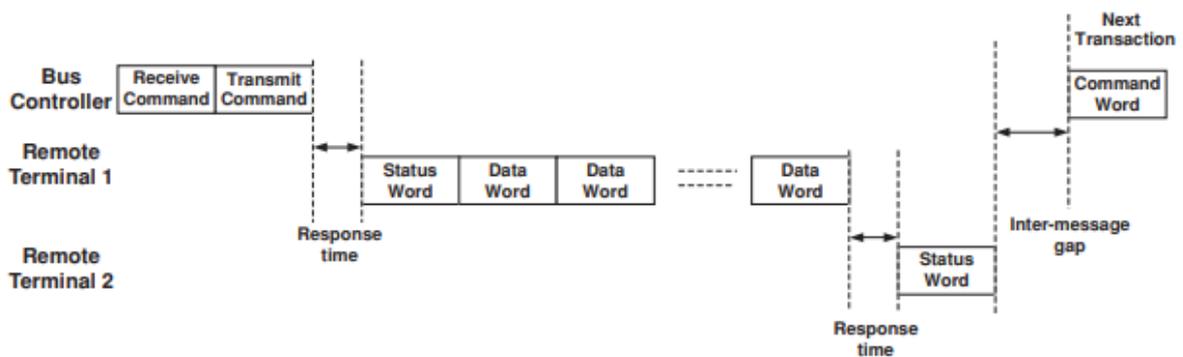


Figura 29: Comunicação entre RTs

A comunicação em rede é o comando onde dados são emitidos pelo BC para todos os RTs. O MIL-STD recomenda que seja usado com pouca frequência. Normalmente, ele é usado na inicialização para sincronizar todos os RTs antes do início das transações de barramento. Não pode haver palavras de status emitidas em resposta a um comando de transmissão, pois, se houvesse, todos os RTs responderiam ao mesmo tempo. Portanto, o BC não tem conhecimento de nenhum erro de transação, portanto, essa é a razão pela qual esse comando deve ser usado com prudência.

3.3.3 ARINC 629

O ARINC 629 foi desenvolvido no final da década de 1980 para fornecer uma aeronave civil com uma rede de topologia linear de fontes múltiplas e receptores múltiplos, abordando os problemas de rede física do ARINC 429. Ele é construído sobre a experiência do MIL-STD-1553, mas especificamente não requer controlador de barramento; a comunidade aeroespacial civil queria evitar os problemas de falha de ponto único em torno desse conceito e, em vez disso, optou por um protocolo distribuído. O ARINC 629 usa uma palavra de 20 bits

codificada no formato bifase Manchester operando a 2 Mbps, o dobro da taxa de bits do MIL-STD-1553. Também permite que 128 terminais sejam conectados ao barramento. As redundâncias quádruplas e triplas também são encontradas no ARINC 629, além da redundância dupla.

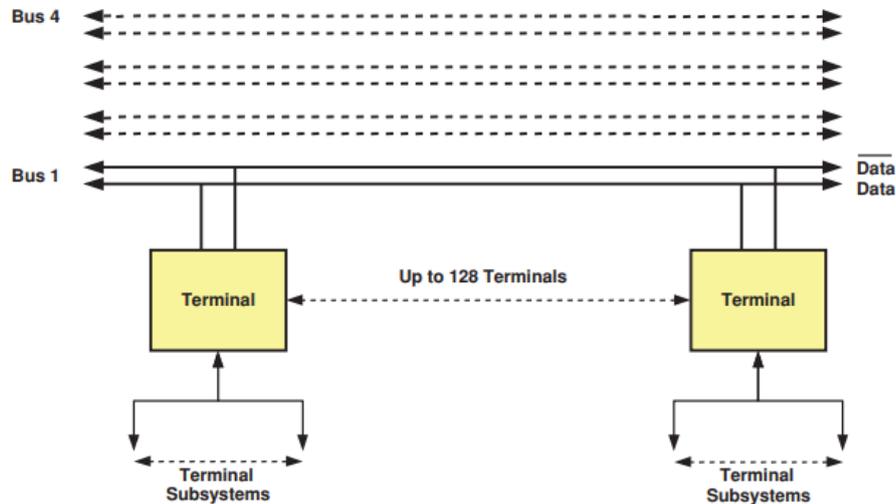


Figura 30: Topologia do ARINC 629

O ARINC 629 usa um protocolo de detecção de acesso múltiplo/colisão, mas com uma forma de alocação de tempo dinâmico (DTSA) que resolve a contenção e atribui prioridade pelo ajuste criterioso de três temporizadores dentro de cada terminal, como mostrado Figura 31:

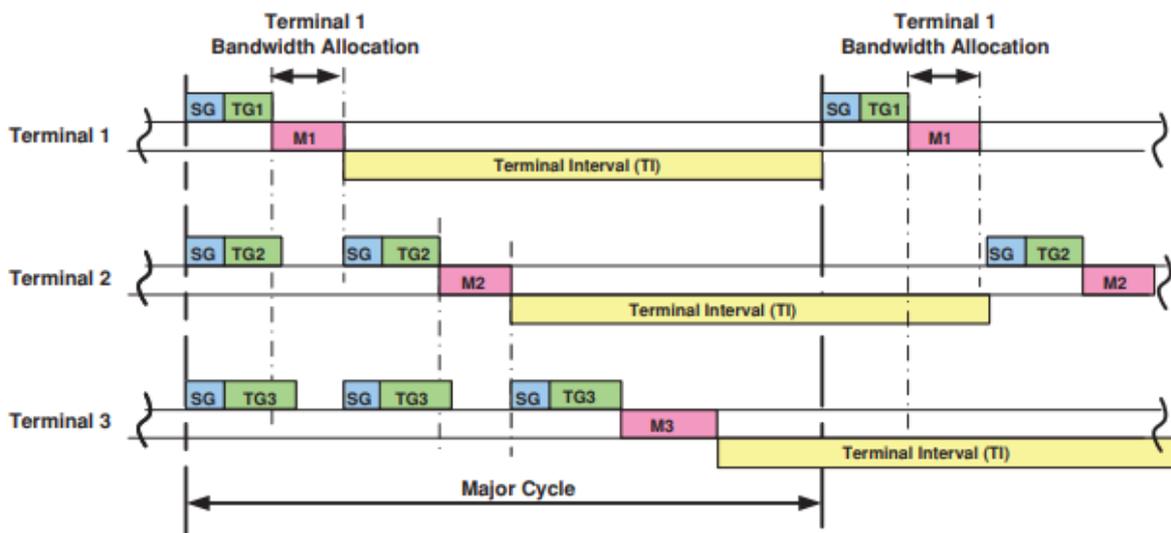


Figura 31: Protocolo da mensagem do ARINC 629

- Um temporizador de intervalo de sincronização (SG) começa quando os terminais detectam que o barramento está silencioso. Este temporizador é o mesmo para todos os terminais.
- Um timer de intervalo de terminal (TG) é iniciado quando o intervalo de sincronização tiver decorrido. O temporizador de intervalo de terminal é diferente para cada terminal. O terminal de prioridade mais alta tem o temporizador de intervalo de terminal

mais curto seguido pelo próximo temporizador mais curto para o terminal com a próxima prioridade.

- Um temporizador de intervalo de terminal (TI) define o tempo que deve decorrer da transmissão atual antes que o terminal possa transmitir novamente.

O arranjo do temporizador garante que normalmente não haja colisões. O temporizador TG registra o acesso ao terminal com base no temporizador mais curto (terminal de prioridade mais alta). O temporizador TI garante que todos os terminais tenham a oportunidade de acessar o barramento em cada ciclo de barramento.

Para proteger contra dados corrompidos, cada transmissor monitora sua própria transmissão e verifica cada pacote à medida que é transmitido para verificar se os dados estão corretos com as informações corretas do canal e o número correto de palavras de dados. Quaisquer erros inibem o transmissor pelo resto da mensagem.

O protocolo garante acesso periódico ao barramento para cada terminal e impede que qualquer terminal obtenha acesso antes que todos os outros tenham a chance de transmitir. Dados aperiódicos podem ser transmitidos ocasionalmente. Se o barramento sobrecarregar, ele alterna para o modo aperiódico sem perda de dados.

3.3.4 ARINC 664 Part 7

A rede de comunicações ARINC 664 Part 7 é mais que um barramento de dados. Atualmente é usado no Airbus A380, A350, A400M, no Boeing 787 Dreamliner, no COMAC ARJ21 e no Sukhoi Super-jet 100, e provavelmente se tornará a rede de comunicações padrão na maioria das futuras aeronaves de transporte civil.

ARINC 664 Part 7 baseia-se no endereçamento de controle de acesso à mídia (MAC) com tecnologia Ethernet comutada de 10/100 Mbps (IEEE 802.3), protocolos de Internet (IP) e protocolo de datagrama de usuário (UDP), mas com extensões de protocolo especiais e gerenciamento de tráfego para atingir o comportamento determinístico e Grau de redundância apropriado para aplicações de aviação.

A Ethernet foi desenvolvida na década de 1970 e dominou as redes locais comerciais (LANs). É amplamente utilizado; Muitos de nós agora temos uma rede Ethernet em nossa casa e estamos familiarizados com a terminologia. Ethernet detém atrações poderosas para uso na aviação. É uma tecnologia comprovada; oferece um enorme aumento na largura de banda em relação aos barramentos de dados aviônicos anteriores (normalmente implementados em 10 e 100 Mbps em aplicações aeroespaciais).

Ethernet é uma rede comutada por pacotes. Seus protocolos são altamente desenvolvidos e usam técnicas de CSMA/CD. A rede geralmente é implementada como uma topologia em estrela. Cada terminal ou usuário está conectado à rede através de um roteador. A informação é transferida em frames.



Figura 32: Formato do frame Ethernet

O formato do frame é mostrado na Figura 32 acima e compreende:

- Preâmbulo: informa aos terminais de recepção que um frame está chegando;
- Início do frame: sincroniza a recepção do frame em todos os terminais;
- Endereços de destino e origem: a origem é um endereço de terminal único. O destino pode ser para um único terminal, um grupo de terminais ou transmitido para todos os terminais;
- Comprimento: o número de bytes de dados que se seguem (1 byte = 8 bits);
- Dados: a parte de dados do frame;
- Sequência de verificação de frame: uma sequência de verificação de redundância cíclica (CRC).

A Ethernet foi usada pela primeira vez em sistemas terrestres de TI aeroespaciais civis, gerenciamento de tráfego aéreo, centros de operações de aeronaves e sistemas de planejamento e navegação de rotas. Em aeronaves, ele foi usado pela primeira vez para sistemas de entretenimento de passageiros e agora migrou gradualmente para a área de aviônicos.

Uma muito simplificada rede de topologia em estrela aviônica ARINC 664-P7 é mostrada na Figura 33. Isto mostra uma rede simplificada implementada como uma topologia em estrela através de dois domínios aviônicos.

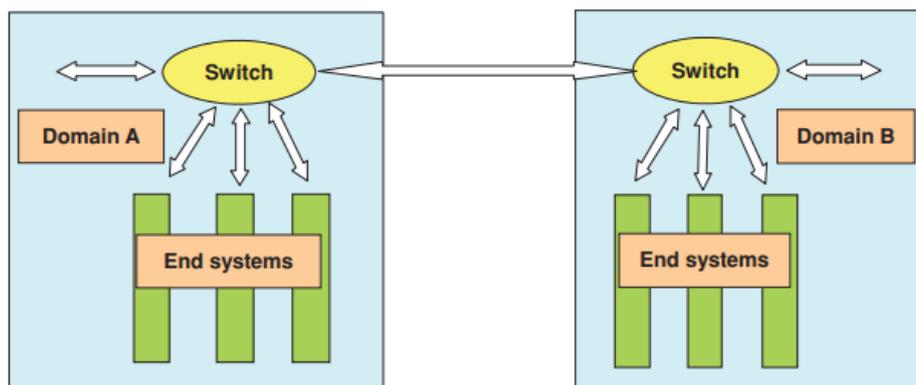


Figura 33: Topologia estrela do ARINC 664 Part 7

Cada domínio compreende um número de elementos computacionais de sistemas aviônicos, cada um dos quais para os propósitos de uma rede ARINC 664-P7 hospeda um terminal do sistema terminal. Cada terminal do sistema terminal dentro de um domínio se comunica com outros terminais do sistema terminal dentro do mesmo domínio por meio do

comutador de rede do domínio. Comunicação entre domínios flui de mudança de domínio para troca de domínio. O switch (roteador) roteia os frames de mensagens (pacotes de dados) do transmissor para o receptor. O comutador replica a mensagem para mais de um receptor, conforme solicitado.

A rede é organizada como uma topologia em estrela comutada redundante dupla de canal duplo. Cada terminal do sistema terminal tem uma conexão ponto-a-ponto com dois caminhos de comunicação independentes (canal A e canal B). Cada comutador de rede tem uma conexão direta com todos os demais comutadores de rede nesse canal. A conexão de canal duplo A/B permite a transmissão e recepção redundantes de dados por meio de dois caminhos independentes. A redundância de canais é gerenciada no sistema final. Essa arquitetura garante que a perda de comunicação seja extremamente improvável.

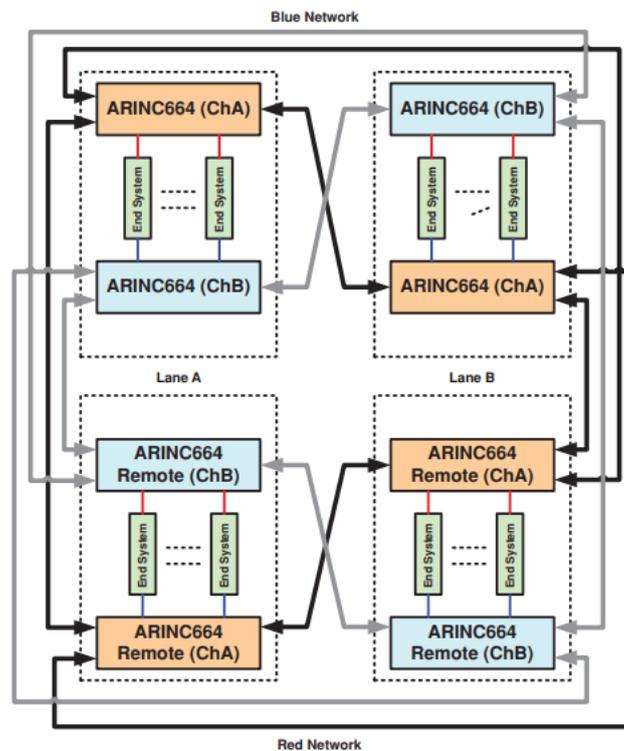


Figura 34: Redundância na topologia de rede do ARINC 664 Part 7

3.3.5 CANbus

O CANbus foi originalmente desenvolvido pela Bosch nos anos 80, como um barramento de dados de baixo custo para aplicações automotivas. Tem sido muito bem sucedido e amplamente adotado para veículos terrestres. Agora ele está encontrando seu caminho para aplicações aeroespaciais. Os nós (LRUs nesse caso) do CANbus são tipicamente sensores, atuadores e outros dispositivos de controle com pequenas quantidades de dados.

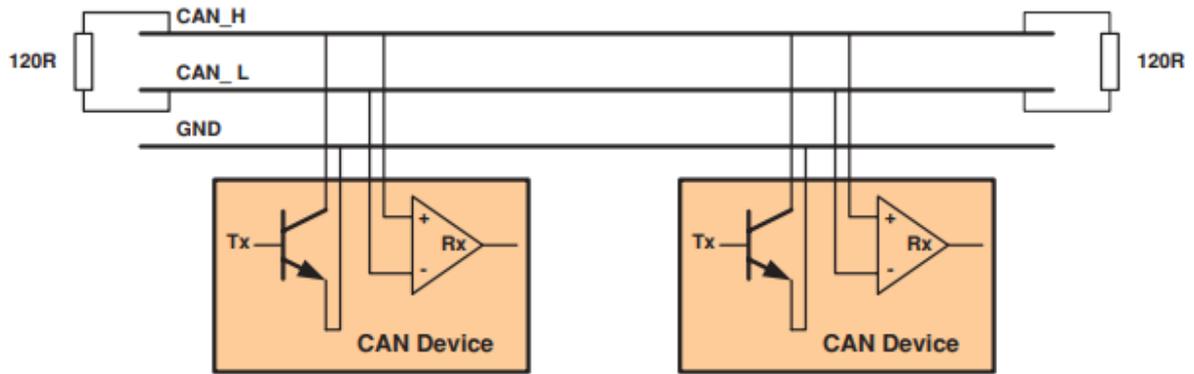


Figura 35: Topologia do CANbus

O CANbus é um barramento de dados de transmissão de múltiplas fontes e múltiplos receptores. Os dados são transmitidos a 1 Mbps, embora as taxas de dados típicas realizáveis sejam próximas de 320 kbps. A codificação de dados é o formato não-retorno-zero (NRZ) Manchester biphas. O CANbus usa uma versão de arbitragem automática do protocolo de detecção de acesso múltiplo/colisão (CSMA / CD). Cada nó é capaz de enviar e receber mensagens, mas não simultaneamente. Mensagens possuem identificadores (ID); Os nós do CAN não possuem endereços. O formato da mensagem CANbus é mostrado na Figura 36.

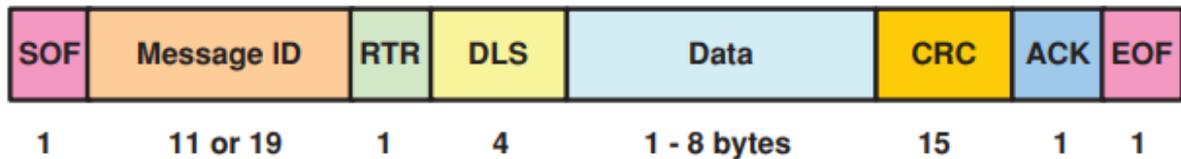


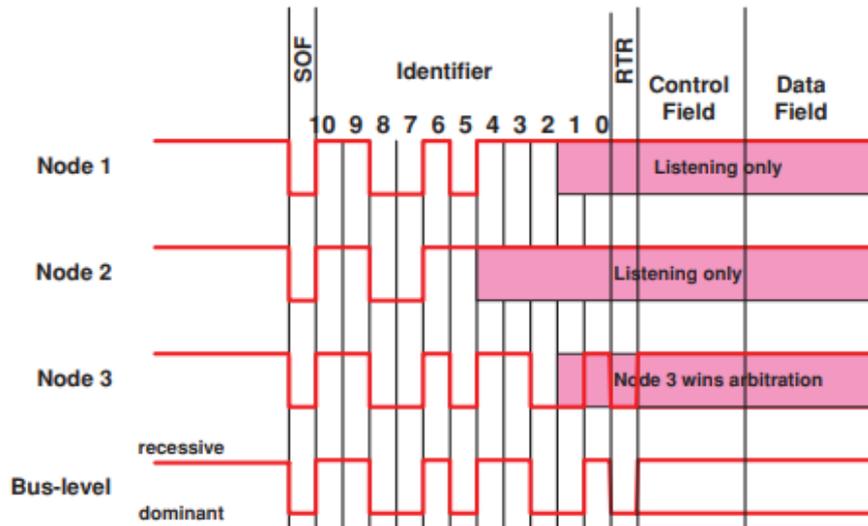
Figura 36: Formato simplificado da mensagem do CANbus

A mensagem compreende:

- SOF: início do frame, ajuda na sincronização;
- ID: identificador de mensagem exclusivo;
- RTR: pedido de transmissão remota;
- DLS: especifica o número de bytes de dados a seguir (0 a 8 bytes);
- DATA: mensagem (informação dos dados);
- CRC: verificação de redundância cíclica;
- ACK: reconhecimento do receptor;
- EOF: fim do frame.

O leitor notará que o número de bits de dados é pequeno (oito bytes no máximo). Isso ocorre porque a aplicação pretendida é para a transferência de informações de sensores, atuadores e outros dispositivos de controle.

Se o bus estiver silencioso, qualquer nó pode começar a transmitir (protocolo CSMA). Se dois ou mais nós começarem a enviar mensagens ao mesmo tempo, o nó com o ID de mensagem mais dominante (zeros) sobrescreverá o nó com o ID de mensagem menos dominante, devido às propriedades elétricas do driver open-collector. Ambos os nós devem ouvir sua transmissão. O nó que transmite o ID menos dominante deve recuar, dando prioridade ao nó com o ID de mensagem mais dominante. Esse processo é ilustrado na Figura 37.



- At bit 5, nodes 1 and 3 send a dominant identifier bit, node 2 sends a recessive bit but reads back a dominant bit. Node 2 loses the bus.
- At bit 2 node 1 loses arbitration against node 3.
- Node 3 wins. Nodes 1 and 2 send their message after node 3 has finished.

Figura 37: Priorização da mensagem no CANbus

Observe que o nó receptor pode inserir bits na transmissão. O mais comum é que o receptor reconheça o bit (ACK) no qual o receptor insere um zero dominante se recebeu a mensagem corretamente.

Existem várias variantes do CANbus, cada uma com atributos específicos para atender aplicações específicas:

- TJA 1054: versão de baixa potência e baixa velocidade usada em aplicações automotivas.
- CANopen: projetado para aplicações de controle, é um padrão de software baseado no barramento CAN-ISO-11898-2 de 5V.
- TTCAN: CAN acionado por tempo. Os nós relatam em janelas de tempo predefinidas, tornando o barramento determinístico e evitando sobrecarga, mesmo no pior dos casos.
- MILCAN: definido principalmente para uso em veículos terrestres militares, onde um protocolo determinístico é necessário. Ele define algumas regras para uma camada de software sobre o CAN. Uma sincronização de pseudo-hardware é criada.

3.3.6 Time Triggered Protocol

O Time Triggered Protocol (TTP) foi originalmente desenvolvido há mais de 20 anos na Universidade de Viena. Foi projetado para aplicações em tempo real altamente determinísticas e de tempo crítico, em que a detecção oportuna de erros, o isolamento de falhas e a tolerância a falhas devem ser fornecidos. Pode ser implementado em redes de topologia linear ou estrela. O acesso à mídia é controlado por uma estratégia de alocação multiplex de divisão de tempo livre de conflitos (TDMA). Cada nó (LRU) recebe um slot de transmissão em uma rodada TDMA. Cada nó contém a tabela de expedição (transação).

Os principais atributos do TTP são os seguintes:

- Taxas de bits: 25 Mbps síncronas, 5 Mbps assíncronas;
- Codificação: Manchester biphase;
- Comprimento da mensagem: 240 bytes com cabeçalho de 4 a 8 bits e CRC de 24 bits;
- Topologia: linear ou estrela de canal duplo;
- Nº de nós: 64 no máximo (por barramento).

Apesar do potencial benefício para alguns subsistemas aviônicos de tempo crítico (por exemplo, controle de vôo), o TTP ainda não foi utilizado em sistemas aviônicos de transporte civil.

3.4 Fibra Ótica

As fibras ópticas têm sido usadas há algum tempo para redes de barramento de dados digitais em sistemas aviônicos militares, mas ainda precisam ser amplamente utilizadas em aeronaves de transporte civil. As vantagens óbvias de usar fibra ótica sobre cobre são:

- Imunidade à interferência (emissão e suscetibilidade);
- Imunidade a raios;
- Largura de banda larga (> 1 Gbps - útil para gráficos e vídeo);
- Baixas perdas de informação;
- Baixo peso (especialmente quando combinado com maior largura de banda - kg / Mbps).

No entanto, essas vantagens vêm com algumas desvantagens:

- Difícil de trabalhar e manter - a fibra é frágil. Precisa de um invólucro de proteção, mas ainda pode sofrer fratura interna se mal manuseada. Dobrar e rotar em um raio apertado pode aumentar a perda de sinal. Os reparos não são simples (ao contrário do cobre, não podem ser frisados ou soldados).

- Conectores - conectando duas fibras requer alinhamento microscópico e união para que a energia da luz se encaixe com baixa perda de uma fibra para a próxima.

A fibra ótica opera segundo o princípio da reflexão interna total. Se uma onda de luz encontra um limite entre o material com diferentes índices de refração, então a onda de luz é refratada na interface. Se a onda de luz estiver em um ângulo raso, toda a luz será refletida. A reflexão interna total ocorre quando o ângulo de incidência excede o ângulo crítico. Também é desejável que a luz seja monocromática.

A codificação digital pode ser realizada usando offset biphase Manchester como pulsos de luz ligada/desligada. Assim, um cabo de fibra ótica poderia ser usado no lugar do cabo de

cofre em qualquer uma das redes de barramento de dados codificadas biphas de Manchester, descritas anteriormente.

A Figura 38 ilustra que a propagação é multimodo. O cabo de fibra ótica efetivamente atua como um guia de luz. A luz é refletida na parede da fibra à medida que se propaga ao longo da fibra.

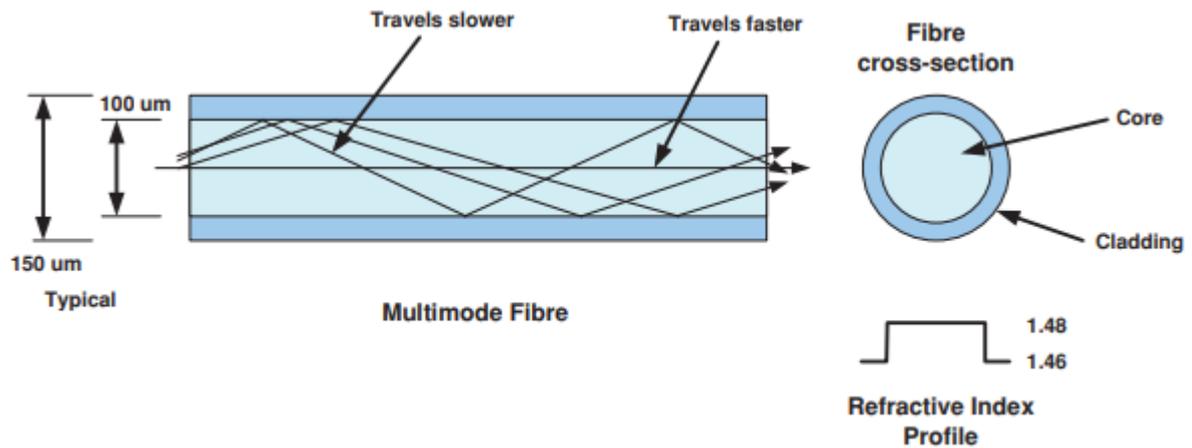


Figura 38: Propagação da luz no cabo de fibra ótica

Pelas desvantagens apresentadas anteriormente, o uso de fibra ótica em barramento de dados aviônicos ainda não ocorre, mas atualmente se trabalha para vencer essas dificuldades e utilizá-la, o que pode aumentar muito a velocidade de troca de informações.

4. Arquitetura Aviônica

A aplicação da tecnologia de computação digital aos sistemas aviônicos de aeronaves civis ocorreu rapidamente à medida que o desempenho e a complexidade da aeronave aumentavam. O aumento do tráfego aéreo associado a sistemas de navegação por satélite exigiu estruturas de rotas de maior densidade e sistemas de vigilância melhorados, com um aumento proporcional no poder computacional embarcado para planejar e processar trajetórias de voo complexas com alto grau de precisão. Isso foi facilitado pelos avanços na tecnologia de aviação digital nas áreas de processamento, desenvolvimento de software e comunicações digitais centradas em rede, permitindo que sistemas de aeronaves fossem integrados em uma escala muito maior.

Os sistemas aviônicos de aeronaves cresceram rapidamente em termos de capacidade e complexidade, aproveitando ao máximo as melhorias tecnológicas do processamento digital. A tecnologia trouxe melhorias em termos de aumento de desempenho, capacidade de computação, complexidade e confiabilidade, embora com um aumento no custo. Outros benefícios incluem uma redução no peso, volume, consumo de energia, custos de fabricação e suporte.

A Figura 39 retrata como as arquiteturas aviônicas evoluíram da década de 1960 até a atualidade. Os principais passos arquitetônicos foram:

- Arquiteturas analógicas distribuídas;
- Arquiteturas digitais distribuídas;
- Arquiteturas digitais centralizadas;
- Arquiteturas aviônicas modulares integradas;

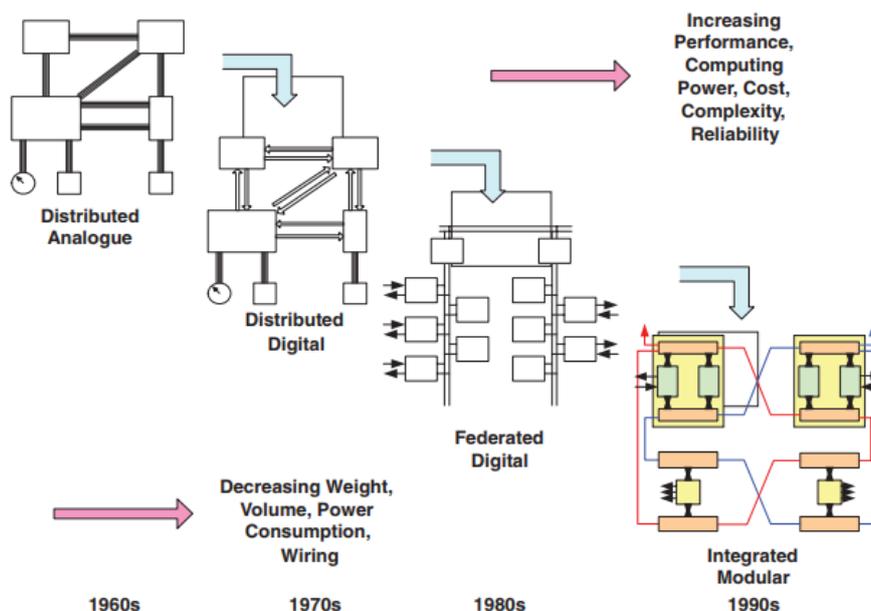


Figura 39: Evolução das arquiteturas aviônicas

Antes da década de 1960, as aeronaves de transporte civil tinham sido fabricadas de forma semelhante aos seus antepassados eletromecânicos. Os sistemas de aviação foram

desarticulados de "soluções pontuais" para controlar funções individuais e em grande parte independentes do sistema de aeronaves, implementadas em eletrônica analógica e interligadas através de uma quantidade considerável de cablagem de aeronaves. Os principais avanços foram possibilitados pelo advento da tecnologia de computação digital na década de 1960, e a primeira aplicação encontrada em aeronaves que entraram em serviço durante a década de 1970. A disponibilidade de computadores digitais que poderiam ser aplicados ao ambiente robusto e exigente da aplicação aeroespacial trouxe poder de computação e precisões que não estavam disponíveis durante a era analógica. O desenvolvimento de barramento de dados digitais seriais facilitou a interconexão e transferência de dados entre os principais equipamentos do sistema. Nos primeiros tempos, isso foi conseguido por meio de links digitais unidirecionais e ponto-a-ponto razoavelmente lentos, como o ARINC 429, a uma taxa de dados de 100 kbps.

A chegada da tecnologia de microeletrônica e os primeiros circuitos integrados (CIs) permitiram que as técnicas de computação digital fossem aplicadas em muitos outros sistemas ao redor da aeronave. Ao mesmo tempo, os barramentos de dados de maior capacidade, como MIL-STD-1553B para aeronaves militares e ARINC 629 para aeronaves de transporte civil, forneceram uma capacidade bidirecional e multiponto com taxas de dados mais altas, de até 2 Mbps. Isso permitiu que as arquiteturas federadas evoluíssem durante os anos 80 e início dos anos 90 (embora apenas o Boeing 777 adotasse o ARINC 629). Os sistemas de aviônica tornaram-se mais integrados e agrupados em áreas de domínio de subsistemas associados. Várias arquiteturas de barramento de dados foram desenvolvidas para atender ao aumento do fluxo de dados e aos requisitos de segregação do sistema. Neste momento no processo evolutivo, os equipamentos de aviônica eram principalmente projetos proprietários que ofereciam soluções dedicadas com pouca ou nenhuma aplicação fora do setor aeroespacial.

O avanço final ocorreu quando componentes eletrônicos e técnicas desenvolvidas principalmente para as demandas da indústria de TI comercial e da Internet geraram uma capacidade muito maior do que aquela que a indústria aeroespacial poderia desenvolver. Isso anunciava o uso da tecnologia comercial pronta para uso (COTS) em aplicações aeroespaciais para aproveitar o poder de processamento agora disponível. No entanto, o uso de tecnologias COTS trouxe uma série de desafios, entre os quais o ritmo mais rápido do desenvolvimento torna os dispositivos obsoletos mais rapidamente. Arquiteturas aviônicas modulares integradas facilitam a promessa de poder acessar o poder de computação das tecnologias COTS de forma acessível e oferece uma solução para a obsolescência, certificando gradativamente o software de aplicação independentemente da plataforma de hardware. Os principais atributos de cada um dos estágios evolutivos do desenvolvimento arquitetônico são descritos a seguir.

4.1 Arquitetura analógica distribuída

A arquitetura analógica distribuída é mostrada na Figura 40. Aeronaves concebidas e projetadas ao longo dos anos 1950 e 1960 exibem esse tipo de arquitetura, algumas das quais ainda estão em serviço hoje.

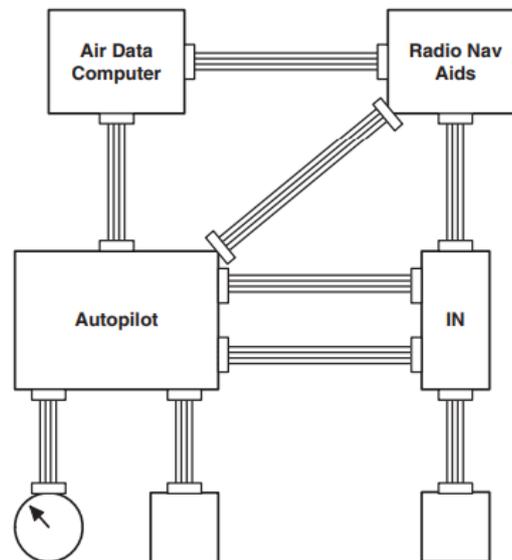


Figura 40: Arquitetura analógica distribuída

As arquiteturas aviônicas analógicas distribuídas caracterizam-se como um conjunto de "soluções de pontos" discretas para subsistemas aviônicos individuais, cada uma concebida e implementada em relativo isolamento entre si e certificada separadamente.

Os equipamentos dos subsistemas são interconectados por hardwiring (essa arquitetura é pré-datada dos barramentos de dados digitais) e resulta em uma enorme quantidade de fiação de aeronaves. A função do sistema é implementada em circuitos e interconexões com fio e, portanto, o sistema é extremamente difícil de modificar. Esta fiação está associada a fontes de alimentação, excitação do sensor, sinal do sensor e seleção do modo discreto do sistema e sinais de status. O meio mais comum para sinalizar a posição angular é por meio de um sincronismo eletromagnético que utiliza um sistema de transmissão de 3 fios. Aeronaves desta safra - denominada clássica na indústria - contêm um grande número de sincros e dispositivos similares para transmitir rumo, atitude e outros parâmetros angulares. Os instrumentos de voo são eletromecânicos e, muitas vezes, extremamente intrincados em sua operação, exigindo habilidades de instrumentação para montagem e reparo.

As técnicas de computação analógica não fornecem a precisão e a estabilidade oferecidas pelos sistemas digitais posteriores. O desempenho dos sistemas analógicos está sujeito a tolerâncias de componentes, polarização, variação de temperatura e desvio de longo prazo.

As aeronaves típicas arquitetadas dessa maneira incluem: o Boeing 707; VC10; BAC 1-11; DC9; e os primeiros Boeing 737. Muitos desses tipos ainda estão voando; alguns como o VC-10, o KC-135 e o E-3/E-4/E-6 (derivados do Boeing 707) que cumprem funções militares.

Eles continuarão a fazê-lo por vários anos, mas gradualmente seus números estão diminuindo à medida que os problemas estruturais das aeronaves se manifestam e o custo crescente de manutenção dos sistemas mais antigos cobra seu preço. Algumas dessas aeronaves estão em serviço por até 50 anos.

4.2 Arquitetura digital distribuída

A maturidade dos dispositivos de computação digital adequados para uso aéreo logo viram os computadores digitais substituírem seus equivalentes analógicos anteriores. Os computadores digitais instalados nesses sistemas antigos estavam muito distantes de hoje, sendo pesados, lentos em termos de computação e com capacidade de memória muito limitada.

Inicialmente, a arquitetura dos sistemas aviônicos permaneceu relativamente inalterada, exceto que a tecnologia de barramento de dados substituiu a comunicação analógica entre os computadores. No entanto, a maior velocidade de computação, maior precisão e eliminação da variação de desempenho devido à tolerância dos componentes e problemas de desvio levaram os computadores digitais a serem cada vez mais aplicados nos sistemas de controle da aeronave, muito além dos limites originais dos sistemas aviônicos tradicionais.

Uma versão simplificada da arquitetura digital distribuída é mostrada na Figura 41. Aeronaves arquitetadas dessa maneira incluem o Boeing 737, 757 e 767; e as séries Airbus A300, 320 e 330 e alguns jatos executivos. As principais características desse tipo de arquitetura são descritas abaixo.

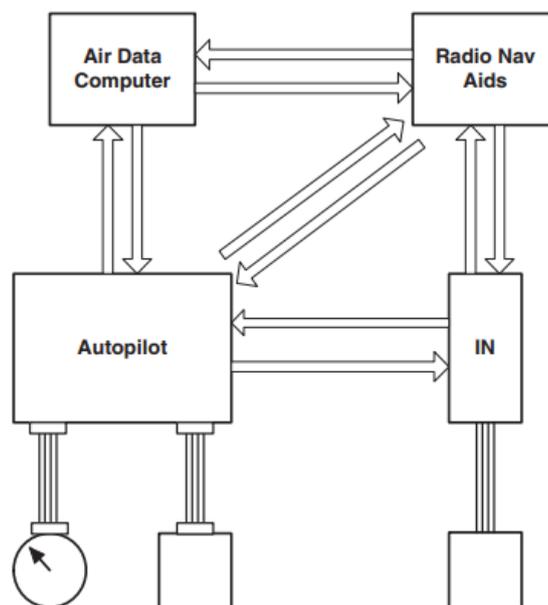


Figura 41: Arquitetura digital distribuída

As principais unidades funcionais continham seu próprio computador digital e software de aplicativo armazenado em sua memória interna. Eles eram computadores incorporados, orientados por tarefas. A funcionalidade de um computador digital é definida por seu software de aplicação, não por seus circuitos detalhados, portanto, alterações e

modificações podem ser efetuadas alterando o software do aplicativo. Até que a memória somente de leitura programável e apagável eletricamente se tornasse disponível, isso só poderia ser feito removendo o equipamento da aeronave e devolvendo-o ao fabricante do equipamento.

Um desenvolvimento significativo que acompanhou o surgimento do processamento digital foi a adoção de barramentos de dados digitais unidirecionais seriais - ARINC 429 sendo o mais popular para aeronaves de transporte civil - que permitiram que dados importantes do sistema fossem transmitidos em formato digital entre os principais centros de processamento da aeronave. Embora seja lento em relação aos padrões de hoje (100 kbps para o ARINC 429), a introdução desses barramentos de dados representou um grande passo à frente, proporcionando grandes melhorias de desempenho na navegação e nos sistemas eletrônicos de instrumentos de voo ao adotar essa tecnologia.

Nesta fase, os sistemas ainda eram dedicados em função, embora claramente a capacidade de transferir dados entre as unidades tivesse melhorado significativamente. A adoção de barramentos de dados, particularmente o ARINC 429, gerou uma série de padrões ARINC que padronizaram as interfaces digitais para diferentes tipos de equipamentos. A aceitação dessa padronização levou os fabricantes a produzir sistemas de navegação inercial (INS) para preparar interfaces padrão para esse sistema. Isso eventualmente levou à padronização entre sistemas de diferentes fabricantes, potencialmente facilitando a perspectiva de modificação ou atualização do sistema. O barramento de dados ARINC 429 ainda é importante e está atualmente em uso para a interface de equipamentos simples com baixas taxas de dados para o principal núcleo de aviônicos e como um meio diferente de fazer o backup de dados críticos em sistemas críticos de segurança.

Inicialmente, os instrumentos da cabine de pilotagem permaneceram como dispositivos eletromecânicos dedicados à sua função, como na arquitetura analógica já descrita. No entanto, em meados dos anos 80, a tecnologia de tubo de raios catódicos e a tecnologia de tela de cristal líquido de matriz ativa da década de 1990 amadureceram o suficiente para serem usadas em ambientes aéreos e os instrumentos eletromecânicos foram substituídos pelos seguintes sistemas de exibição multicolor na cabine de pilotagem:

- Sistema Eletrônico de Instrumentos de Voo (EFIS);
- Sistema de Indicação de Motores e Alerta de Tripulação (EICAS) - Boeing e outros;
- Monitor Eletrônico de Aeronave Centralizada (ECAM) - Airbus.

Os barramentos de dados ofereciam uma grande flexibilidade na maneira como os sinais eram transferidos de unidade para unidade. Eles também permitiram que as arquiteturas fossem construídas com uma redução considerável na fiação entre unidades e nos conectores multipinos. Isso levou a uma redução no peso e no custo e também facilitou a tarefa de introduzir chicotes elétricos grandes e inflexíveis na estrutura da aeronave. Isso, por sua vez, levou a reduções no custo não recorrente de produção de desenhos de arreios e ao custo recorrente de fabricar e instalar arreios. Barramentos de dados simplificaram grandemente as atualizações. O barramento de dados ARINC 429 permite que novos equipamentos sejam adicionados ao barramento de dados, até um máximo de 20 LRUs.

No geral, a adoção até mesmo da tecnologia digital inicial trouxe grandes vantagens na precisão e no desempenho do sistema, embora o desenvolvimento e a manutenção desses primeiros sistemas digitais estivessem longe de ser fáceis.

4.3 Arquitetura digital centralizada

O esquema da arquitetura digital federada, é mostrado na Figura 42.

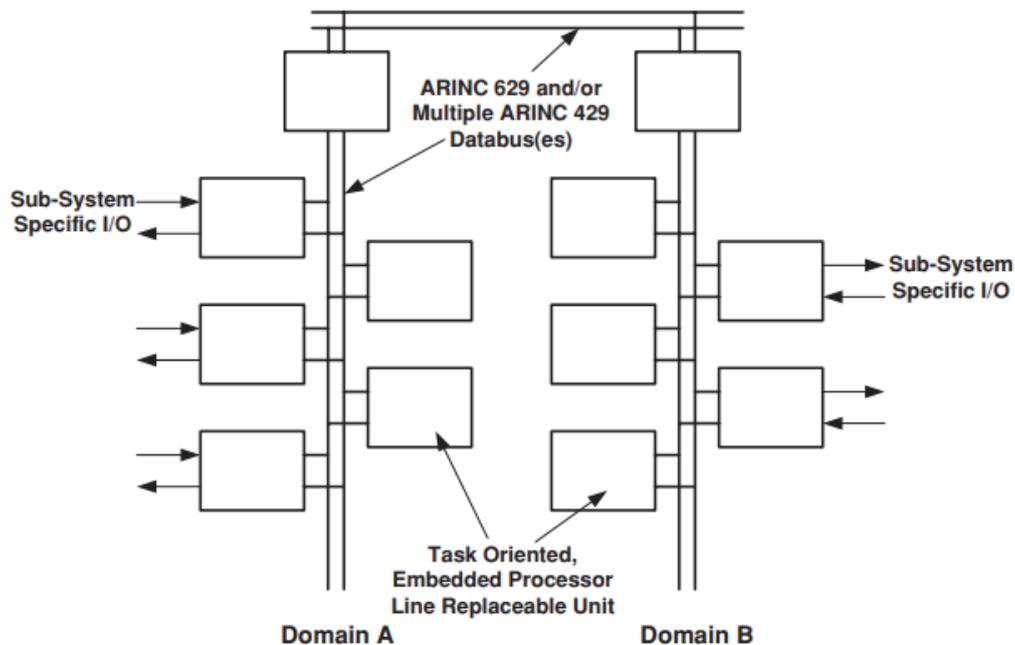


Figura 42: Arquitetura digital centralizada

A arquitetura de sistemas aviônicos federados reconhece que as funções totais dos sistemas aviônicos da aeronave estão inter-relacionadas e interdependentes. A abordagem comum facilita o compartilhamento de informações entre sistemas anteriormente díspares, aprimorando toda a funcionalidade do sistema aviônico. Agora, vemos sistemas relacionados sendo agrupados em áreas de domínio e dados trocados entre equipamentos dentro da área de domínio na rede de barramento de dados local. Os domínios são interconectados em um nível superior para passar informações globais de domínio para domínio.

Uma arquitetura centralizada geralmente usa computadores voltados para tarefas, substituíveis em linha, cada um com seu próprio processador incorporado e memória de aplicativo. Os avanços significativos feitos na tecnologia de computadores significaram que essa arquitetura poderia ser aplicada a outros sistemas de aeronaves que não eram tradicionalmente sistemas aviônicos como sistemas de combustível, trens de pouso e outros sistemas de gerenciamento de veículos.

Os militares foram os primeiros a adotar uma arquitetura centralizada baseada no barramento de dados bidirecional MIL-STD1553B de 1 Mbps.

O MIL-STD-1553B tem sido amplamente utilizado na maioria das plataformas militares por mais de duas décadas. Ele utiliza um protocolo de "comando: resposta" que requer uma entidade de controle central chamada controlador de barramento (BC). A comunidade civil

manifestou preocupações com relação à tolerância a falhas dessa filosofia centralizada de controle e estava menos ansiosa em adotar a abordagem centralizada, tendo investido coletivamente no padrão ARINC 429, que já estava amplamente estabelecido e provando seu valor nas frotas civis. Além disso, este grupo não gostou de alguns dos problemas detalhados de implementação/protocolo associados ao MIL-STD-1553B e, conseqüentemente, decidiu derivar um novo padrão civil que eventualmente se tornou o ARINC 629. O ARINC 629 suporta múltiplas operações redundantes para sistemas críticos de segurança e tem maior largura de banda que o MIL-STD-1553B (2 Mbps).

No entanto, de muitas maneiras, o ARINC 629 foi ultrapassado pelos eventos. O único tipo de aeronave a ser usado foi o Boeing 777, que em termos arquitetônicos fica entre uma arquitetura centralizada e uma arquitetura modular integrada. Ele usa barramento de dados ARINC 629 com redundância múltipla como o principal barramento de dados aviônicos para os domínios de controle de voo e utilitários. Implementa a cabine de comando e os domínios de navegação em uma arquitetura modular integrada parcial proprietária chamada Sistema de Gerenciamento de Informações de Avião (AIMS), a qual são conectados dispositivos de navegação, sensores de dados aéreos e sistemas de referência inercial usando ARINC 429. Também é usado para sistemas de entretenimento de voo para os passageiros de linhas aéreas.

Juntamente com o desenvolvimento da maturidade dos dispositivos de memória eletrônica, em especial a memória não volátil, a arquitetura federada foi capaz de suportar a reprogramação de software das várias LRUs do sistema por meio dos barramentos de dados no nível da aeronave. Esta é uma melhoria significativa na capacidade de manutenção e facilita melhorias e atualizações operacionais para serem incorporadas rapidamente

4.4 Arquitetura modular integrada

Os avanços na tecnologia de computadores e redes locais e o advento da Internet criaram uma explosão de dados no final dos anos 90. Tecnologia de microprocessadores poderosa, capacidade de circuito integrado cada vez maior e custos decrescentes levaram a uma revolução nas arquiteturas de aviônica conhecidas como aviônica modular integrada (IMA). Uma arquitetura típica do IMA é mostrada na Figura 43.

Em vez de computação orientada a tarefas, os princípios do IMA promovem um recurso de computação centralizado de propósito geral que compreende um conjunto de módulos de computação de hardware comuns. O software de aplicação de aviônica anteriormente embutido em computadores proprietários orientados a tarefas em uma arquitetura centralizadas agora está hospedado nos processadores de uso geral no recurso de computação central comum. Essa arquitetura é ilustrada pela Figura 44.

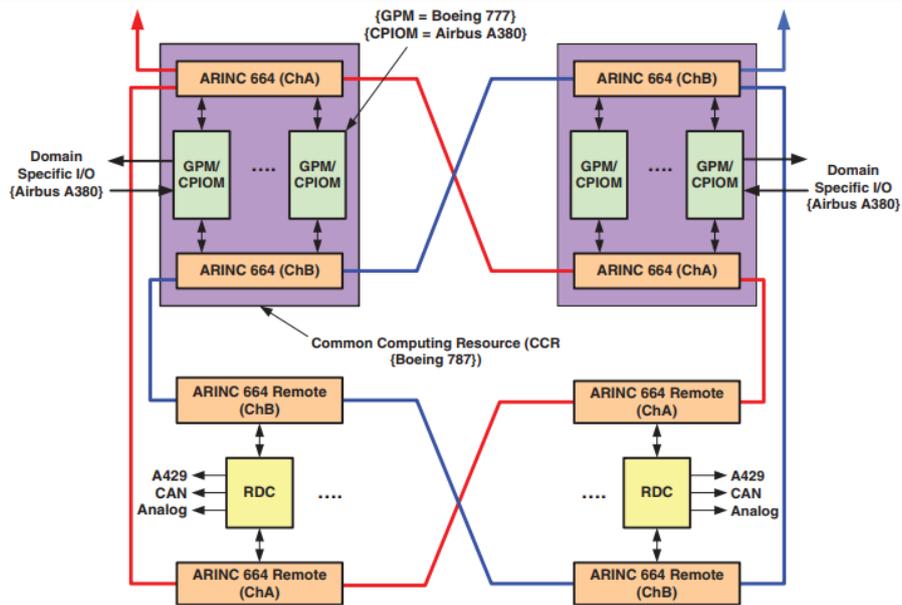


Figura 43: Arquitetura modular integrada

O software aplicativo é fornecido e certificado pelo desenvolvedor do subsistema, independentemente da plataforma de hardware do IMA. Os dados são trocados entre aplicativos por meio de uma rede redundante dupla baseada na tecnologia Ethernet COTS, com aprimoramentos para fornecer recursos em tempo real necessários para aplicativos aviônicos críticos para a segurança. Utiliza o barramento de dados ARINC 664 Part 7. Ele fornece comunicação bidirecional full duplex entre recursos de rede a 100 Mbps. A Airbus foi a primeira empresa de estruturas a introduzir uma arquitetura IMA em uma grande aeronave de transporte civil, o Airbus A380.

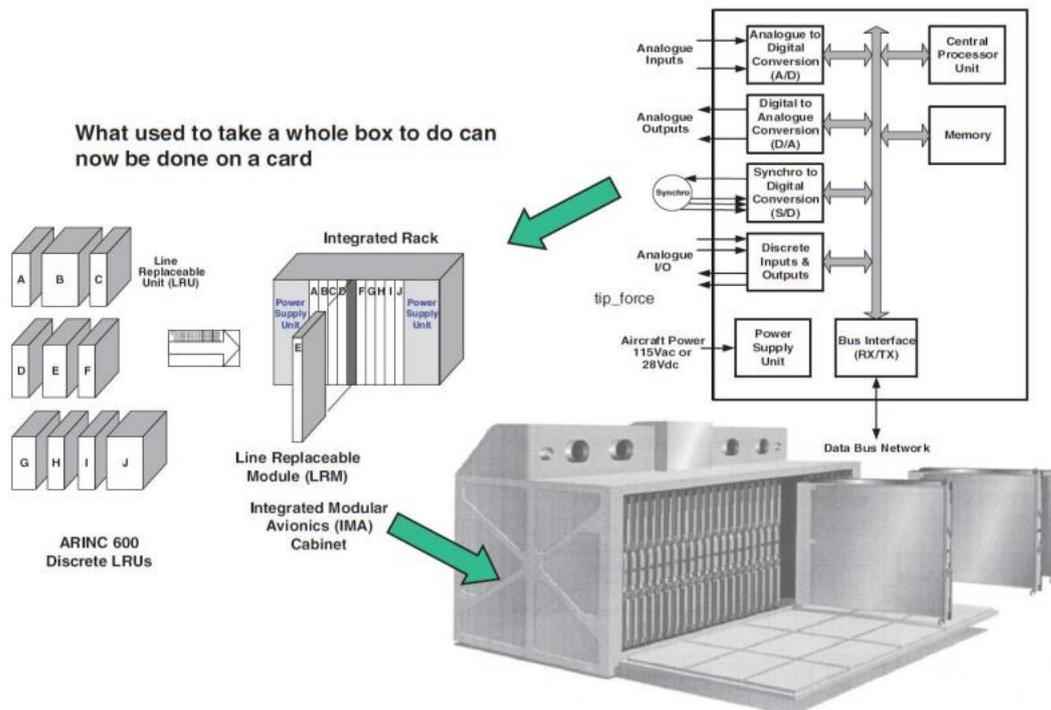


Figura 44: Gabinete do sistema aviônico modular integrado

4.5 Domínio do Sistema Aviônico

Uma aeronave é um sistema de sistemas. A Figura 45 mostra alguns exemplos de sistemas de aeronaves e demonstra que todos esses sistemas individuais estão inter-relacionados. Cada um depende do correto funcionamento dos outros para desempenhar sua função de sistema de maneira ideal, de modo que a aeronave possa atingir seu desempenho operacional geral de maneira efetiva e eficiente.

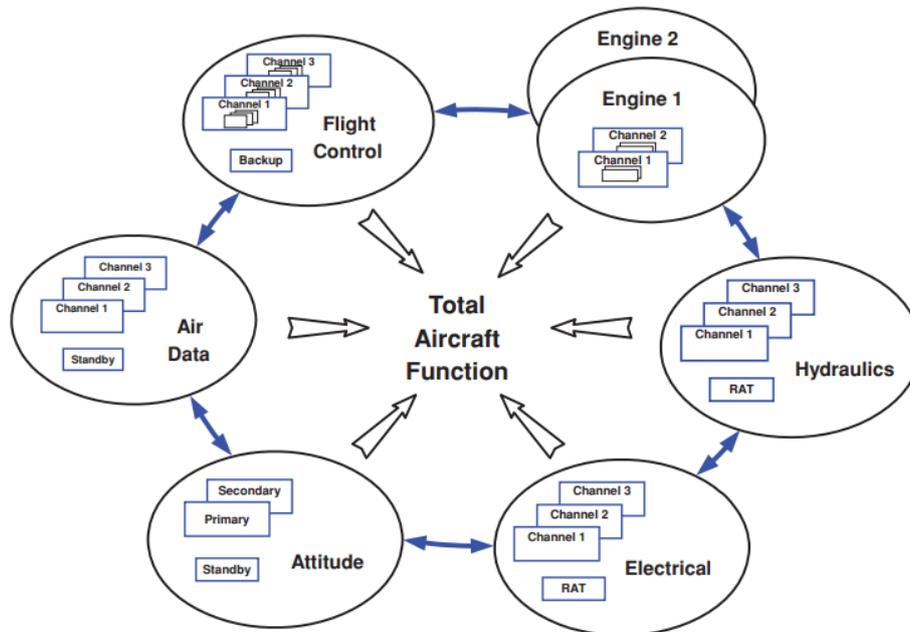


Figura 45: Sistema de sistemas

Uma abordagem holística é necessária para otimizar o desempenho da aeronave. Frequentemente, os requisitos individuais do sistema entram em conflito e é necessário compensar e equilibrar as implementações do subsistema com os objetivos gerais do sistema da aeronave. O exemplo da Figura 45 mostra:

- Motores: os motores da aeronave são a principal fonte de energia. Hoje, cada motor é controlado por um computador estilo aviônica montado no motor na forma de um sistema FADEC (full authority digital control), geralmente implementado em um comando duplo: monitora a arquitetura para atingir seus objetivos de segurança em termos de disponibilidade e integridade.

- Sistema elétrico: os geradores montados no motor fornecem energia elétrica para todos os sistemas da aeronave, incluindo os sistemas aviônicos. A energia elétrica é regulada, distribuída e monitorada pelo sistema de gerenciamento de energia elétrica, controlado por computadores no estilo aviônico, que asseguram que a energia disponível é compatível com a demanda de energia, descartando cargas de maneira controlada sob condições de redução de energia primária.

- Hidráulica: O sistema hidráulico é possivelmente a área menos rica em aviônica dos sistemas da aeronave. Ele fornece o "músculo" para mover atuadores, elevar e abaixar o trem de pouso, operar portas e assim por diante. Mas à medida que os sistemas de aeronaves migram em direção a mais sistemas elétricos, os sistemas hidráulicos centralizados estão

sendo substituídos por sistemas hidráulicos distribuídos nos quais a energia hidráulica é gerada e mantida por bombas de motores elétricos inteligentes. Os arranjos de atuação do controle de voo do A380 usam uma combinação de atuadores hidráulicos tradicionais e atuadores eletrostáticos (EHAs). Os EHAs usam pressão hidráulica para mover o atuador gerado a partir de um sistema interno mini-hidráulico acionado por uma bomba de motor elétrico controlada por um controlador de motor elétrico inteligente.

- Atitude: A atitude da aeronave é determinada por um conjunto redundante de sensores, incluindo giroscópios de estado sólido e sensores inerciais (giroscópio a laser) aumentados por sistemas de navegação por satélite, para calcular um extenso conjunto de parâmetros que determinam a posição atual da aeronave e atitude.

- Dados aéreos: São necessários conhecimentos precisos de velocidade e altitude barométrica para garantir que a aeronave opere dentro de seu envelope de voo seguro. Normalmente, três conjuntos de sensores de dados de ar são usados para atender aos objetivos de segurança em termos de disponibilidade e integridade, além da temperatura total do ar e do ângulo de incidência.

- Controle de voo: aeronaves de transporte civil modernas incorporam tecnologias de controle de voo fly-by-wire. Todos os outros sistemas discutidos são necessários para controlar a trajetória de voo da aeronave com um alto grau de precisão e garantir que a aeronave seja sempre operada dentro de seu envelope de voo seguro desde a decolagem até o pousar no aeródromo de destino. Como a falha do sistema de controle de voo seria catastrófica, o sistema de controle de voo é implementado em uma arquitetura múltipla redundante para atender aos objetivos de segurança, disponibilidade e integridade.

Historicamente, os sistemas de aeronaves civis foram categorizados em capítulos da Associação de Transporte Aéreo (ATA). A Figura 46 indica hierarquicamente aqueles capítulos de interesse primário para sistemas aviônicos (em verde). Mas hoje a tecnologia de estilo aviônico está sendo aplicada em outras áreas e aumentaram para além do segmento inicial (em azul).

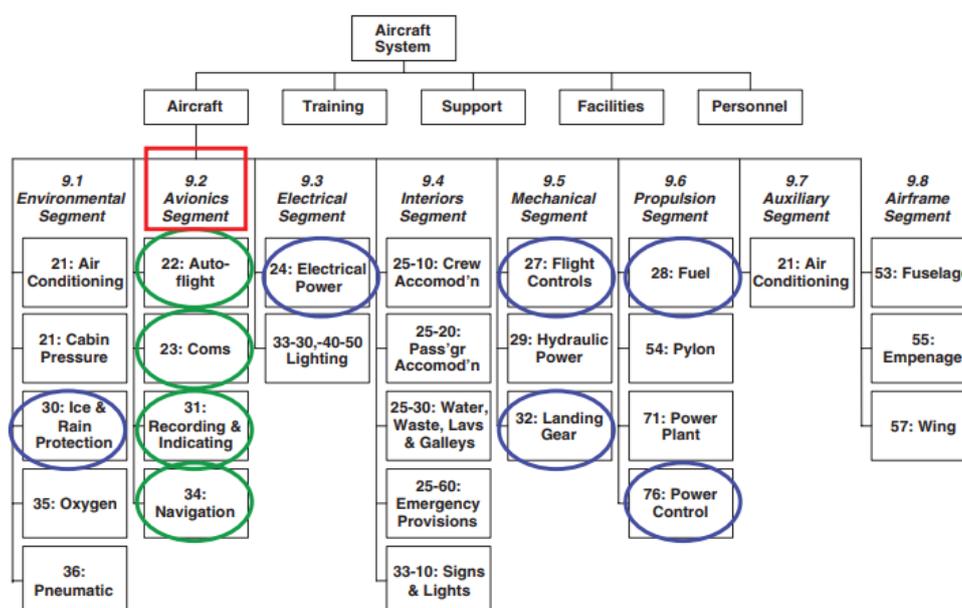


Figura 46: Capítulos da ATA

4.6 Exemplos de arquiteturas aviônicas

Esta seção fornece alguns exemplos específicos de tipos de aeronaves de sistemas aviônicos à medida que eles evoluíram de arquiteturas centralizadas para as arquiteturas aviônicas modulares integradas de hoje.

4.6.1 Arquitetura aviônica do Airbus 320

A arquitetura aviônica do A320 é um exemplo tardio da típica fonte única/múltiplo receptor ARINC 429 utilizada por praticamente todos os aviões civis da década de 1980 em diante. Uma versão simplificada da arquitetura da família A320 é mostrada na Figura 47. A Airbus utiliza uma arquitetura dupla Side 1/Side 2; apenas para simplificar, o Lado 1 é mostrado. O lado 2 replicará a arquitetura do Lado 1 e, como pode ser visto no diagrama, há considerável conversa cruzada e intercâmbio de dados entre o Lado 1 e o Lado 2.

4.6.2 Arquitetura aviônica do Boeing 777

Em contraste com as arquiteturas anteriores de barramento de dados ponto-a-ponto usadas anteriormente na família Boeing, o Boeing 777 utilizou um novo barramento de dados - o ARINC 629 - que operava a 2 Mbps. Foram utilizados diversos destes barramentos, agrupando-os em uma filosofia parecia com os MIL-STD-1553B. A esse arranjo chamou-se de ARINC 659. A Figura 49 mostra uma disposição simplificada do sistema aviônico do Boeing 777 e a Figura 50 seu sistema mais detalhado.

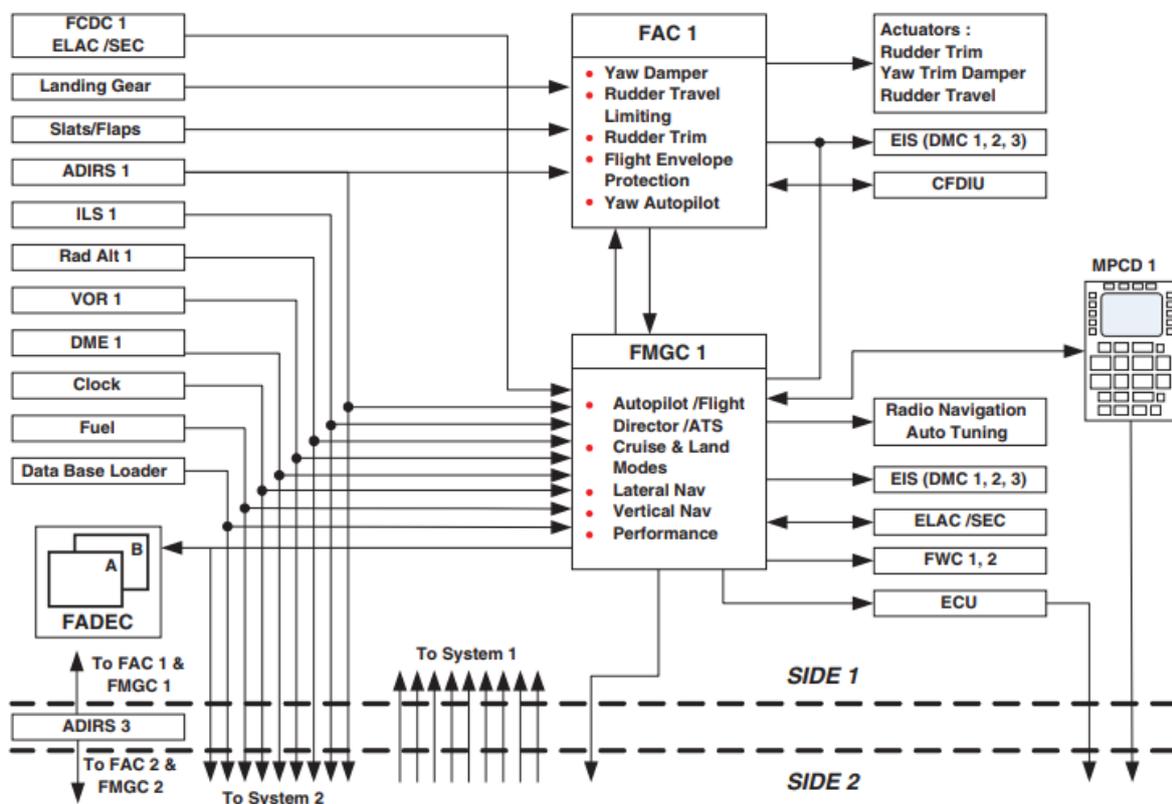


Figura 47: Arquitetura aviônica simplificada do A320

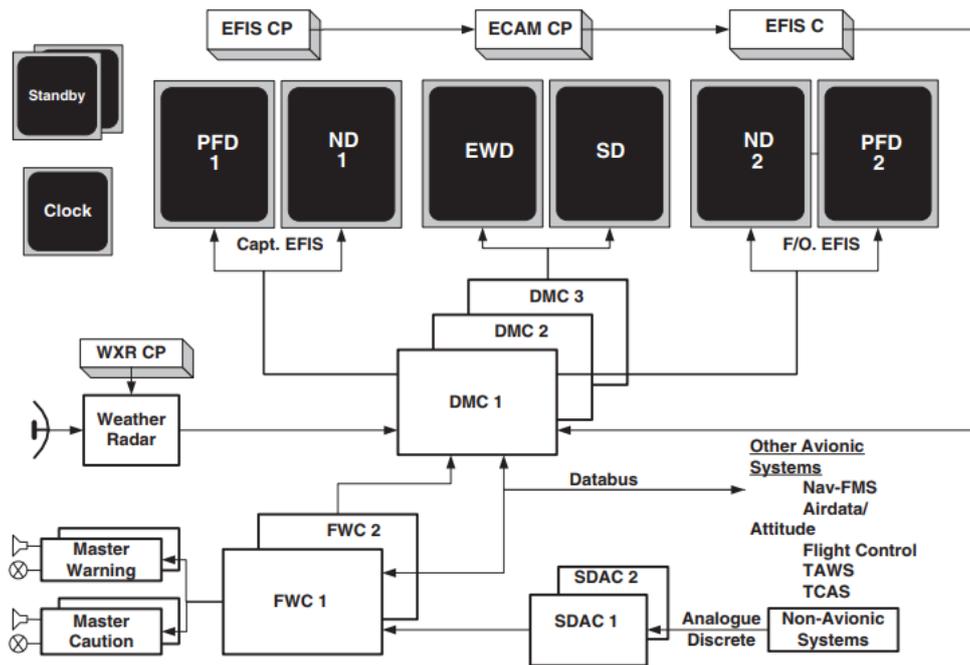


Figura 48: Disposição dos displays do Boeing 777

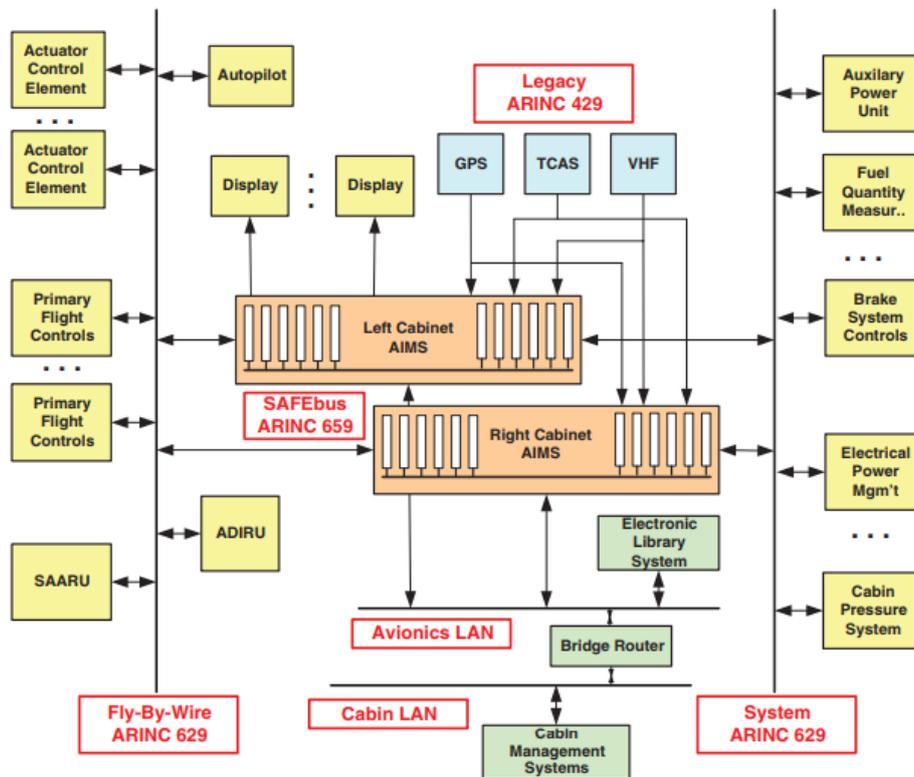


Figura 49: Arquitetura aviônica do Boeing 777

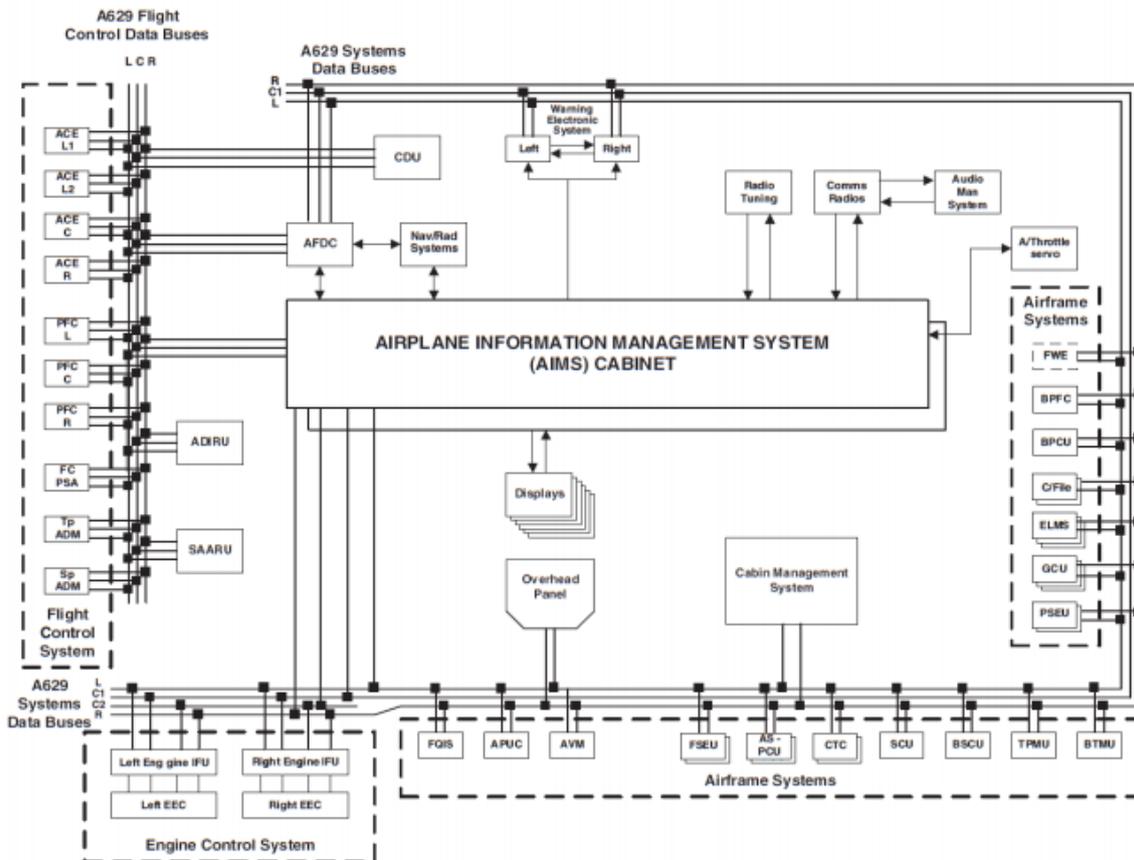


Figura 50: Arquitetura detalhada do Boeing 777

4.6.3 Arquitetura aviônica do Airbus 380

Com a tecnologia de redes, surgiram os barramentos ARINC 664 Part 7, com maior capacidade de troca de informações. O fluxo de informações foi aumentado, permitindo sensores mais precisos e com taxa de aquisição de dados maior.

4.6.4 Arquitetura aviônica do Boeing 787

O sistema aviônico do Boeing 787 segue a mesma filosofia do A380 com barramento ARINC 664 Part 7. A diferença está que os sistemas são duplicados e independentes entre si, o que facilita a redundância das informações.

Esta aeronave possui diversos sistemas mais ultrapassados, interligados por barramentos de última geração. Outra peculiaridade é que quase todos os sistemas são puramente elétricos, exigindo mais dos gerados de eletricidade da aeronave. Isso tem impacto direto no sistema aviônico.

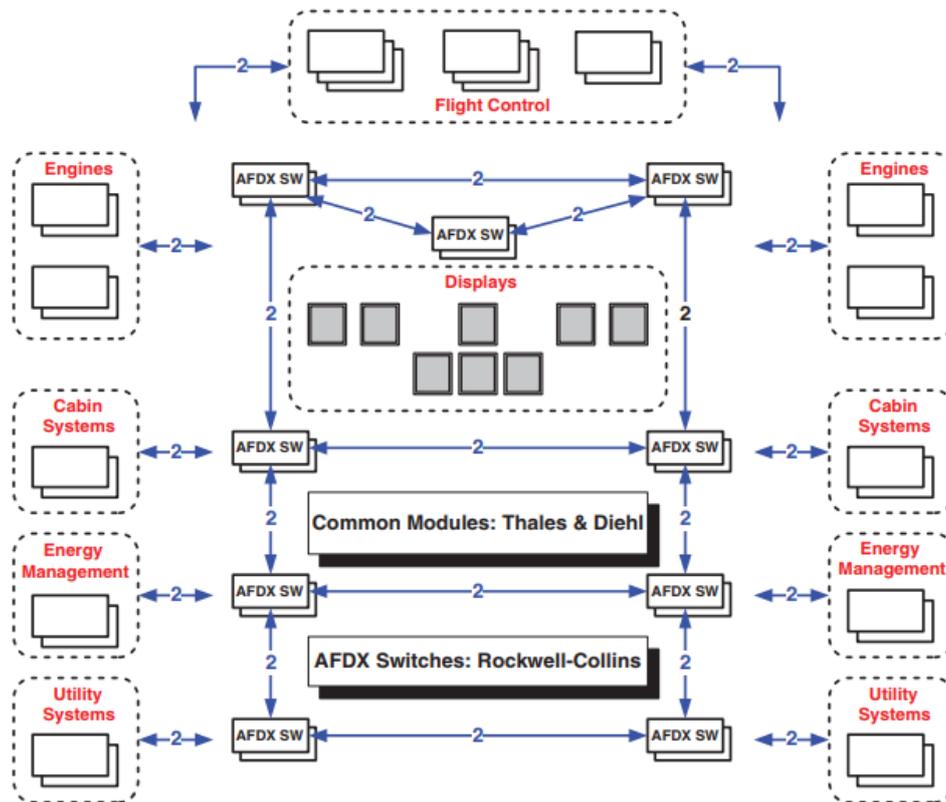


Figura 51: Arquitetura aviônica do Airbus 380

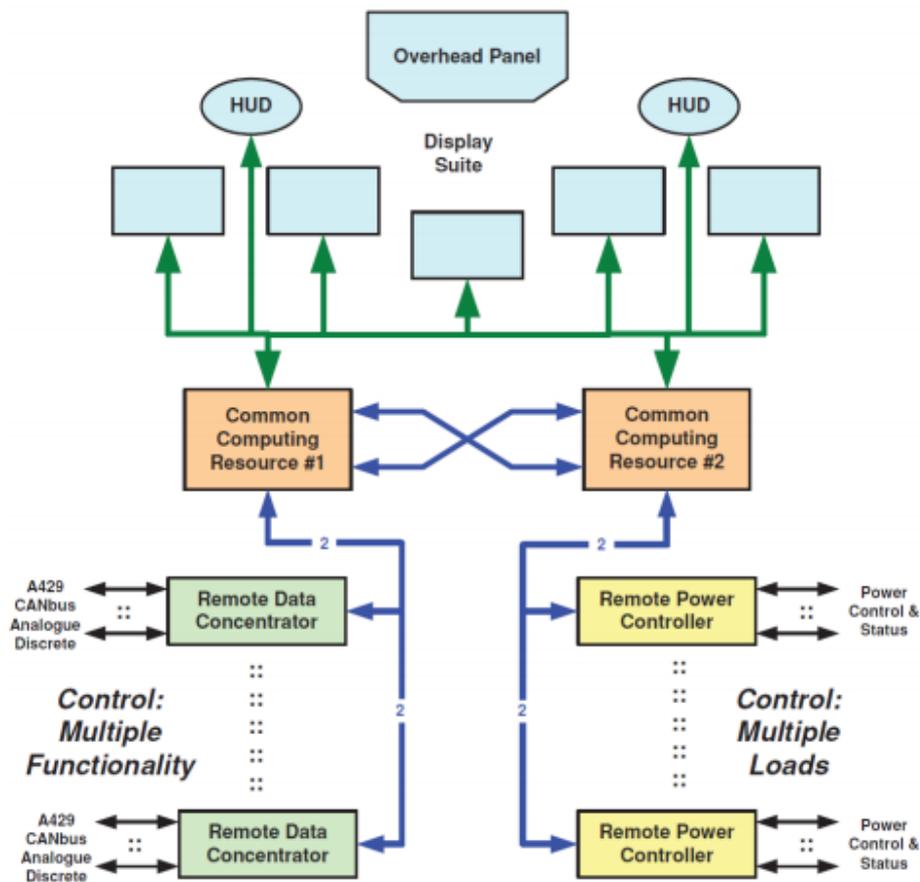


Figura 52: Arquitetura aviônica do Boeing 787

5. Fatores Humanos

Fatores humanos é um campo amplo que estuda a interação entre pessoas, máquinas e o meio ambiente com o objetivo de melhorar o desempenho e reduzir erros. Como a aeronave tornou-se mais confiável e menos propensa a falha, a porcentagem de acidentes relacionados a fatores humanos aumentou. Tem-se que atualmente, mais de 80% de todos os acidentes têm como causa fatores humanos. Entretanto, pilotos, que têm uma boa compreensão dos fatores humanos, atualmente são melhor preparados para planejar e executar um voo seguro e sem incidentes.

Voar em condições meteorológicas instrumentais (IMC) pode resultar em sensações que são enganosas para o sistema sensorial humano. Um piloto seguro precisa conhecer essas sensações para tentar neutralizá-las.

5.1 Sistemas Sensoriais

Orientação é a consciência da posição da aeronave e de si mesmo em relação a um ponto de referência específico. A desorientação é a falta de orientação, e a desorientação espacial refere-se especificamente à falta de orientação em relação à posição no espaço e a outros objetos.

A orientação é mantida através dos órgãos sensoriais do corpo em três áreas: visual, vestibular e postural. Os olhos mantêm a orientação visual. O sistema de detecção de movimento no ouvido interno mantém a orientação vestibular. Os nervos da pele, articulações e músculos do corpo mantêm a orientação postural. Quando os seres humanos saudáveis estão em seu ambiente natural, esses três sistemas funcionam bem. Quando o corpo humano é submetido às forças de vôo, esses sentidos podem fornecer informações enganosas. É essa informação enganosa que faz com que os pilotos se desorientem.

5.1.1 Olhos

De todos os sentidos, a visão é mais importante no fornecimento de informações para manter um vôo seguro. Mesmo que o olho humano seja otimizado para visão diurna, ele também é capaz de visão em ambientes de pouca luz. Durante o dia, o olho usa receptores chamados cones, enquanto que à noite, a visão é facilitada pelo uso de bastonetes. Ambos fornecem um nível de visão otimizado para as condições de iluminação a que se destinam. Ou seja, os cones são ineficazes à noite e os bastonetes são ineficazes durante o dia.

Os bastonetes são bastante sensíveis à luz e o aumento da luz compromete a visão noturna. Assim, quando uma luz forte é introduzida momentaneamente à noite, a visão pode ser totalmente ineficaz, pois os bastonetes demoram a se tornarem efetivos novamente na escuridão. Fumar, álcool, privação de oxigênio e idade afetam a visão, especialmente à noite. Deve-se notar que, à noite, a privação de oxigênio, como a causada por uma subida a uma altitude elevada, causa uma redução significativa da visão. Um retorno de volta para a altitude mais baixa não restaura a visão de um piloto no mesmo período transitório usado na subida.

O olho também tem dois pontos cegos. O ponto cego do dia é a localização na retina sensível à luz onde passa o feixe de fibras do nervo óptico (que transporta mensagens do olho para o cérebro). Este local não tem receptores de luz, e uma mensagem não pode ser criada para ser enviada ao cérebro. O ponto cego da noite é devido a uma concentração de cones em uma área ao redor da fóvea na retina. Como não há bastonetes nessa área, a visão direta de um objeto durante a noite desaparecerá. Como resultado, a visualização descentralizada e a digitalização à noite são melhores para evitar obstáculos e maximizar o conhecimento da situação (SA).

O cérebro também processa informações visuais com base na cor, na relação de cores e na visão dos objetos ao nosso redor. A Figura 53 demonstra o processamento visual da informação. O cérebro atribui cores com base em muitos itens, para incluir os arredores de um objeto. Na figura abaixo, o quadrado laranja no lado sombreado do cubo é, na verdade, da mesma cor que o quadrado marrom no centro da face superior do cubo

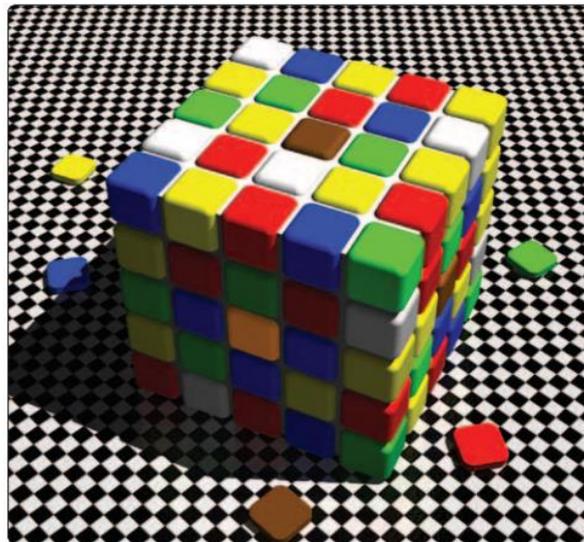


Figura 53: Representação do processamento visual de informações

Isolar o quadrado laranja das influências do entorno revelará que na verdade ele é marrom. A Figura 54 ilustra problemas com a percepção. Ambas as mesas são do mesmo tamanho (possuem o mesmo comprimento). Objetos são facilmente mal interpretados em tamanho para incluir comprimento e largura. Estar acostumado a uma pista de 75 pés de largura em terreno plano provavelmente influenciará a percepção de um piloto de uma pista mais ampla em terrenos irregulares, simplesmente devido à experiência de processamento inerente.

Sob condições de pouca iluminação, os diagramas aeronáuticos e os instrumentos da aeronave podem se tornar ilegíveis, a menos que haja iluminação adequada na cabine de pilotagem. Na escuridão, a visão se torna mais sensível à luz. Este processo é chamado de adaptação escura.

Embora a exposição à escuridão total por pelo menos 30 minutos seja necessária para uma completa adaptação ao escuro, um piloto pode alcançar um grau moderado de adaptação ao escuro em 20 minutos sob iluminação vermelha fraca.

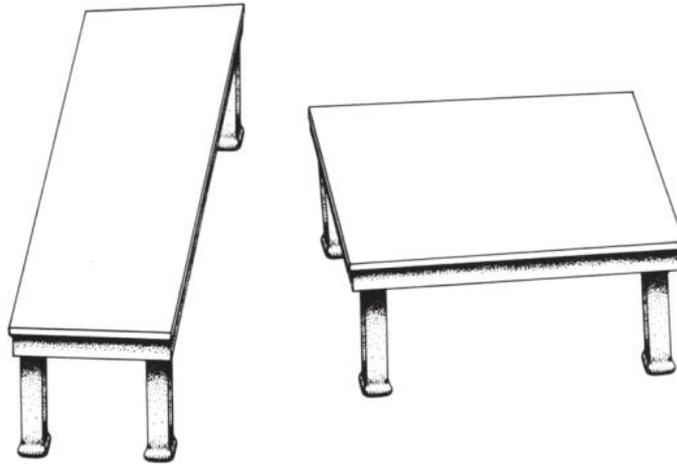


Figura 54: Ilustração de problemas de percepção de tamanhos - ambas as mesas possuem o mesmo comprimento

A luz vermelha distorce as cores (filtra o espectro vermelho), especialmente nas cartas aeronáuticas, e torna muito difícil para os olhos focarem em objetos dentro da aeronave. A iluminação branca do convés de vôo (iluminação fraca) deve estar disponível quando necessário para leitura de mapas e instrumentos, especialmente sob condições de IMC. Requisitos aeronáuticos cuidam para que a iluminação no cockpit seja adequada. A Figura 55 ilustra um exemplo da cabine do piloto.



Figura 55: Luzes na cabine do piloto

Como qualquer grau de adaptação ao escuro é perdido em poucos segundos após a visualização de uma luz brilhante, os pilotos devem fechar um olho ao usar uma luz para preservar algum grau de visão noturna. Durante os vôos noturnos nas proximidades de raios, as luzes do convés de vôo devem estar acesas para ajudar a evitar a perda de visão noturna devido aos flashes luminosos. A adaptação ao escuro também é prejudicada pela exposição a altitudes de pressão da cabine acima de 5.000 pés, pelo monóxido de carbono inalado através do fumo, pela deficiência de vitamina A na dieta e pela exposição prolongada à luz solar intensa.

Durante o vôo em condições meteorológicas visuais (VMC), os olhos são a principal fonte de orientação e geralmente fornecem informações precisas e confiáveis. Pistas visuais geralmente prevalecem sobre falsas sensações de outros sistemas sensoriais. Quando estas pistas visuais são retiradas, como estão no IMC, sensações falsas podem fazer com que o piloto fique rapidamente desorientado.

Uma forma eficaz de combater essas falsas sensações é reconhecer o problema, desconsiderar as falsas sensações, confiar nos instrumentos de voo e usar os olhos para determinar a atitude da aeronave. O piloto deve ter uma compreensão do problema e da habilidade de controlar a aeronave usando apenas as indicações do instrumento.

5.1.2 Ouvidos

O ouvido interno tem duas partes principais ligadas com a orientação: os canais semicirculares e os órgãos otolíticos, mostrados na Figura 56. Os canais semicirculares detectam aceleração angular do corpo, enquanto os órgãos otolíticos detectam aceleração linear e gravidade.

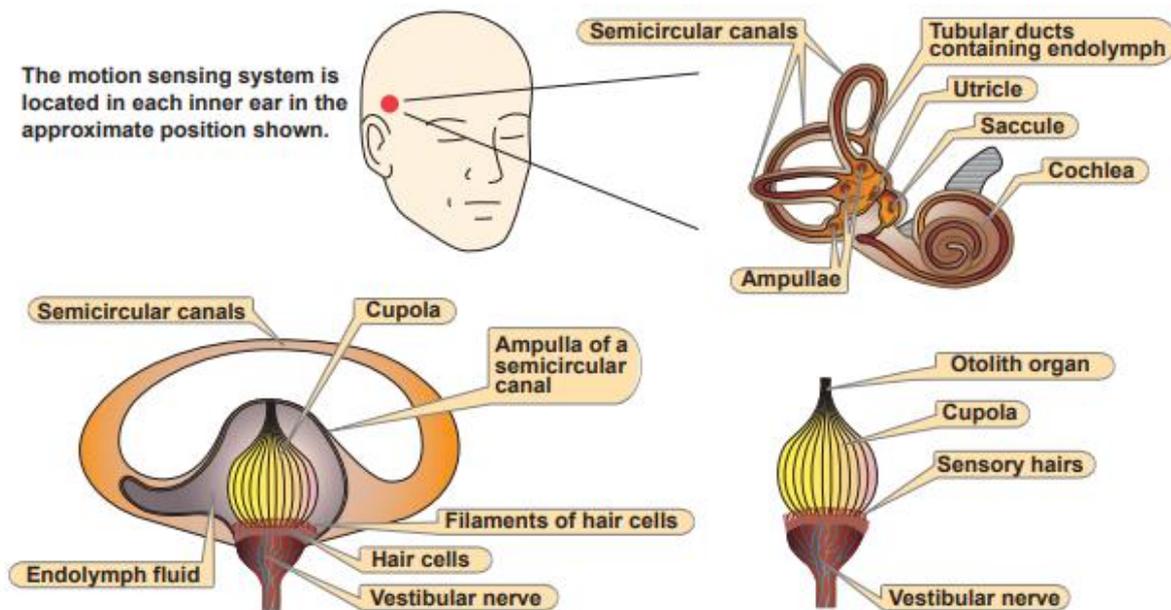


Figura 56: Orientação pelo ouvido

Os canais semicirculares consistem em três tubos em ângulos retos aproximados entre si, cada um localizado em um dos três eixos: pitch, roll ou yaw, conforme ilustrado na Figura 57.

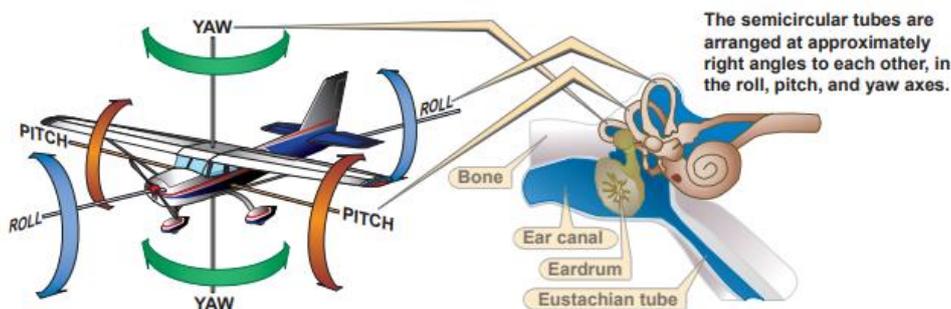


Figura 57: Aceleração angular e tubos semi-circulares

Cada canal é preenchido com um fluido chamado fluido de endolinfa. No centro do canal fica a cúpula, uma estrutura gelatinosa que repousa sobre os pêlos sensoriais localizados no final dos nervos vestibulares. É o movimento desses cabelos dentro do fluido que causa sensações de movimento.

Por causa da fricção entre o fluido e o canal, pode levar de 15 a 20 segundos para que o fluido no canal do ouvido atinja a mesma velocidade do movimento do canal.

Para ilustrar o que acontece durante uma manobra, visualize a aeronave em vôo nivelado. Sem aceleração da aeronave, as células ciliadas ficam eretas e o corpo percebe que não ocorreu nenhum giro. Portanto, a posição das células ciliadas e a sensação real correspondem.

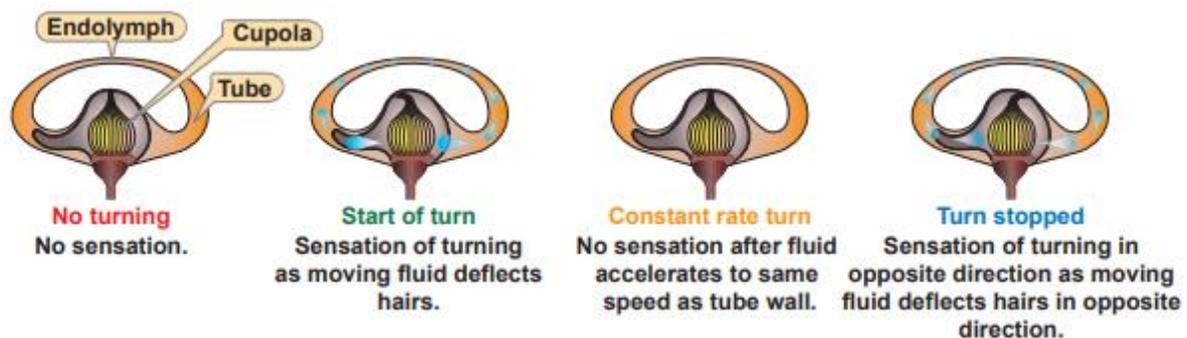


Figura 58: Aceleração angular

Ao fazer uma curva, a aeronave coloca o canal semicircular e seu fluido em movimento, com o fluido dentro do canal semicircular defasado pelas paredes aceleradas do canal. Esse atraso cria um movimento relativo do fluido dentro do canal. A parede do canal e a cúpula se movem na direção oposta ao movimento do fluido.

O cérebro interpreta o movimento dos pelos como uma curva na mesma direção da parede do canal. O corpo percebe corretamente que uma curva está sendo feita. Se a curva continua a uma taxa constante por vários segundos ou mais, o movimento do fluido nos canais alcança as paredes do canal. Os pêlos não estão mais curvados, e o cérebro recebe a falsa impressão de que a curva não está sendo mais feita. Assim, a posição das células ciliadas e a sensação resultante durante uma curva constante e prolongado em qualquer direção resultam na falsa sensação de não virar.

Quando a aeronave retorna ao vôo nivelado, o fluido no canal se move rapidamente na direção oposta. Isso envia um sinal ao cérebro que é falsamente interpretado como movimento na direção oposta. Numa tentativa de corrigir a curva falsamente percebida, o piloto pode reentrar na curva colocando a aeronave em uma situação fora de controle.

Os órgãos otolíticos detectam aceleração linear e gravidade de maneira semelhante. Em vez de ser preenchido com um fluido, uma membrana gelatinosa contendo cristais cobre os pêlos sensoriais. Quando o piloto inclina a cabeça, o peso desses cristais faz com que essa membrana mude devido à gravidade, e os pelos sensoriais detectam essa mudança. O cérebro orienta essa nova posição fazendo que ele perceba como vertical. Aceleração e desaceleração também fazem com que a membrana mude de maneira similar. A aceleração para a frente dá a ilusão de a cabeça inclinar para trás. Como resultado, durante a decolagem e durante a

aceleração, o piloto pode sentir uma subida mais íngreme do que a normal, resultando em uma tendência de nariz para baixo.

5.1.3 Nervos

Os nervos da pele, dos músculos e das articulações do corpo enviam constantemente sinais ao cérebro, que sinalizam a relação do corpo com a gravidade. Estes sinais dizem ao piloto sua posição atual. A aceleração é sentida quando o piloto é empurrado para o assento. Forças, “criadas” quando se faz uma curva, podem levar a falsas sensações da verdadeira direção da gravidade e podem dar ao piloto uma falsa sensação de qual o avião está voando para cima.

Curvas descoordenadas podem fazer com que sinais enganosos sejam enviados ao cérebro. A turbulência pode criar movimentos que confundem o cérebro também. Os pilotos precisam estar cientes de que a fadiga ou doenças podem exacerbar essas sensações e, por fim, levar à incapacidade sutil.

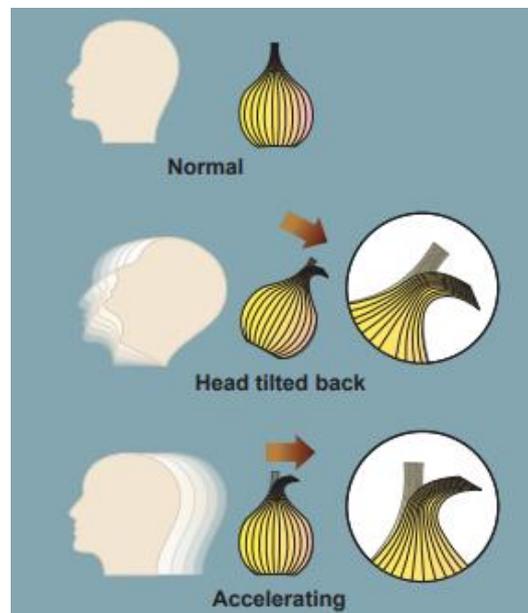


Figura 59: Aceleração linear

5.2 Ilusões causadas por desorientações espaciais

O sistema sensorial responsável pela maioria das ilusões que levam à desorientação espacial é o sistema vestibular. As ilusões visuais também podem causar desorientação espacial.

5.2.1 Ilusões vestibulares

- **Inclinação:** Se a aeronave inicia um rolamento lentamente, isso pode acionar o fluido nos tubos semicirculares de rolagem, e se for feita uma correção de forma abrupta, essa atitude coloca o fluido em movimento e cria uma ilusão de que a aeronave está rolando para o lado oposto do qual estava rolando inicialmente.

- **Ilusão de Coriolis:** A ilusão de coriolis ocorre quando um piloto está em uma curva longa o suficiente para o fluido no canal auditivo se mover na mesma velocidade que o canal. Um movimento da cabeça em um plano diferente, como olhar para algo em uma parte diferente do convés de vôo, pode colocar o fluido em movimento e criar a ilusão de girar ou acelerar em um eixo totalmente diferente. Essa ação faz com que o piloto pense que a aeronave está fazendo uma manobra que não existe. O piloto desorientado pode manobrar a aeronave em uma atitude perigosa, na tentativa de corrigir a atitude percebida da aeronave.
- **Espiral cemitério:** Como em outras ilusões, um piloto em uma curva prolongada, coordenada e constante, terá a ilusão de não girar. Durante a recuperação para o vôo nivelado, o piloto experimenta a sensação de girar na direção oposta. O piloto desorientado pode devolver a aeronave ao seu giro original. Como uma aeronave tende a perder altitude em voltas, a menos que o piloto compense a perda no levantamento, o piloto pode notar uma perda de altitude. A ausência de qualquer sensação de virar cria a ilusão de estar em uma descida de nível. O piloto pode puxar os controles para tentar subir ou parar a descida. Essa ação diminui a espiral e aumenta a perda de altitude; Portanto, essa ilusão é chamada de espiral cemitério.

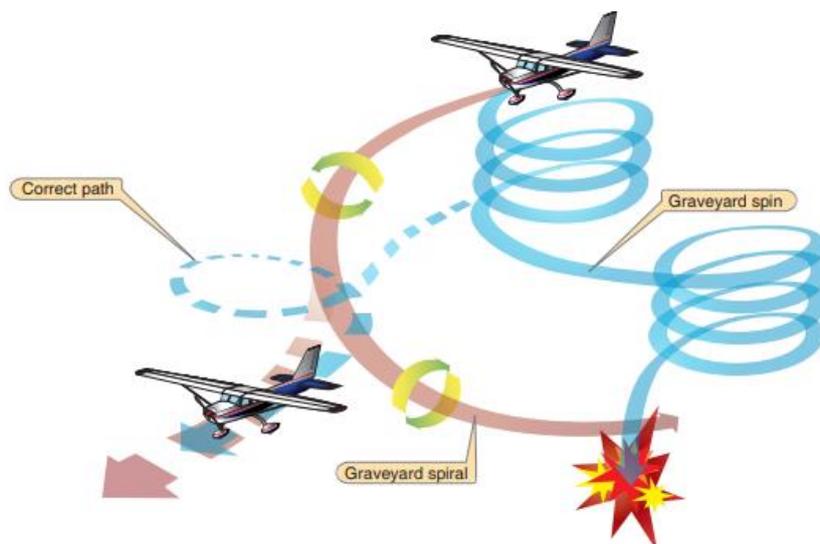


Figura 60: Ilustração da espiral cemitério

- **Ilusão somatográfica:** Uma aceleração rápida, como a experimentada durante a decolagem, estimula os órgãos otolíticos. Essa ação cria a ilusão somatográfica de estar em uma atitude de nariz para cima, especialmente em situações sem boas referências visuais. O piloto desorientado pode empurrar a aeronave para uma atitude de baixa altitude ou de mergulho. Uma desaceleração rápida pode ter o efeito oposto com o piloto desorientado puxando a aeronave para uma posição de elevação ou parada.

- **Ilusão de Inversão:** Uma mudança abrupta da subida para vôo nivelado pode estimular os órgãos otolíticos o suficiente para criar a ilusão de tombar para trás ou a ilusão de inversão. O piloto desorientado pode empurrar a aeronave abruptamente para uma atitude baixa, possivelmente intensificando essa ilusão.
- **Ilusão de profundor:** Uma aceleração vertical abrupta e ascendente, como pode ocorrer numa rajada ascendente, pode estimular os órgãos otolíticos para criar a ilusão de estar em uma subida. Isso é chamado de ilusão de profundor. O piloto desorientado pode picar a aeronave. Uma abrupta aceleração vertical descendente, geralmente numa rajada descendente, tem o efeito oposto, com o piloto desorientado cabrando a aeronave.

5.2.2 Ilusões visuais

As ilusões visuais são especialmente perigosas porque os pilotos confiam em seus olhos para obter informações corretas. Duas ilusões que levam à desorientação espacial, o falso horizonte e a autocinesia, dizem respeito apenas ao sistema visual.

- **Horizonte falso:** Formação de nuvens, um horizonte escuro, aurora boreal, luzes no solo ou em antenas podem fornecer informações visuais imprecisas, ou um falso horizonte. O piloto desorientado pode colocar a aeronave em uma atitude perigosa.
- **Autocinesia:** Em voo noturno, uma luz estacionária parece se mover quando vista por muitos segundos. O piloto desorientado poderia perder o controle da aeronave na tentativa de alinhá-lo com os movimentos falsos dessa luz chamada autocinesia.

5.2.3 Considerações posturais

O sistema postural envia sinais da pele, articulações e músculos para o cérebro que são interpretados em relação à atração gravitacional da Terra. Esses sinais determinam a postura.

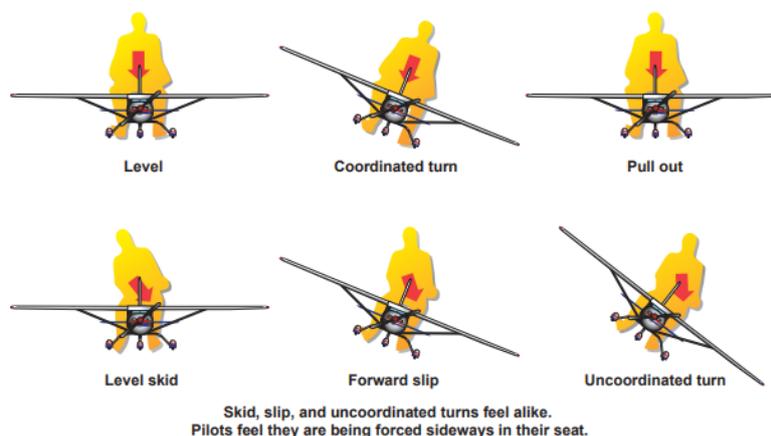


Figura 61: Sensações devido a força centrífuga

Entradas de cada movimento atualizam a posição do corpo para o cérebro em uma base constante. Usado em conjunto com pistas visuais e vestibulares, essas sensações podem ser bastante confiáveis. No entanto, devido às forças que atuam sobre o corpo em certas situações de voo, muitas sensações falsas podem ocorrer devido às forças de aceleração que dominam a gravidade. Estas situações incluem curvas descoordenadas e turbulência.

5.3 Design do Cockpit

Todas as ilusões descritas no item anterior podem ser evitadas fazendo um *Crosscheck* nos instrumentos de voo. O *crosscheck* é a verificação contínua dos instrumentos para analisar a atitude e do desempenho da aeronave. Como os sentidos do piloto podem ser enganhosos, através da checagem da atitude da aeronave nos instrumentos o piloto pode verificar se a atitude sentida pelo seu corpo confere com o que está sendo mostrado no painel.

O painel é montado de uma maneira que o piloto possa verificar os principais instrumentos de maneira rápida e eficiente. Desta forma, foi criada uma padronização que agrupava os instrumentos básicos em formato de um T, o chamado “T básico”.

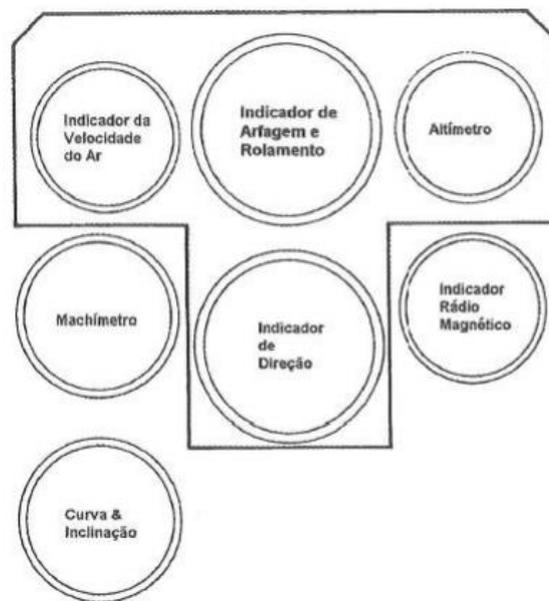


Figura 62: T básico

O “T básico” é composto pelo indicador de velocidade, o indicador de arfagem e rolamento, altímetro e indicado de direção. Os sistemas mais modernos ainda conservam essa configuração.

A FAR possui diversos requisitos de verificação para garantir o correto dimensionamento do sistema aviônico e diminuir ao máximo as probabilidades de falha devido ao piloto. Exemplos de alguns requisitos são listados a seguir:

25.771 – Espaço físico e condições físicas do cockpit;

25.773 – Capacidade de trabalho dentro do cockpit;

25.777 – O cockpit deve ter operação conveniente, prevenir confusão e operação inadvertida. Deve alojar pilotos 95% percentil;

25.1301 – Deve ter design apropriado para sua função;

25.1309 – Sistemas, controle e monitoramentos devem minimizar erros da tripulação;

25.1321 – Visibilidade e iluminação devem ser adequados;

25.1523 – A tripulação mínima deve ser tal que possa realizar as operações necessárias

25.1543 – Todos os instrumentos devem ser claramente visíveis;



Figura 63: T básico nos sistemas mais modernos

25.1381 – Iluminação não pode causar reflexos;

25.1322 – Cores dos avisos: vermelho (emergency), amber (caution) e verde (advisory). Se necessário, outras cores devem ser escolhidas pra não causar confusão;

25.1357 – Todos os Circuit Breakers ou fusíveis devem ser identificados e possíveis de serem resetados ou substituídos em voo.

O design do cockpit deve atender as dimensões de 95% do percentil da população do lugar de onde os pilotos provem. Por exemplo, um avião projetado para ser pilotado por pilotos japoneses deve ser modificado se for vendido para a Suécia e pilotado por pilotos suecos, já que as características físicas das duas populações são diferentes.

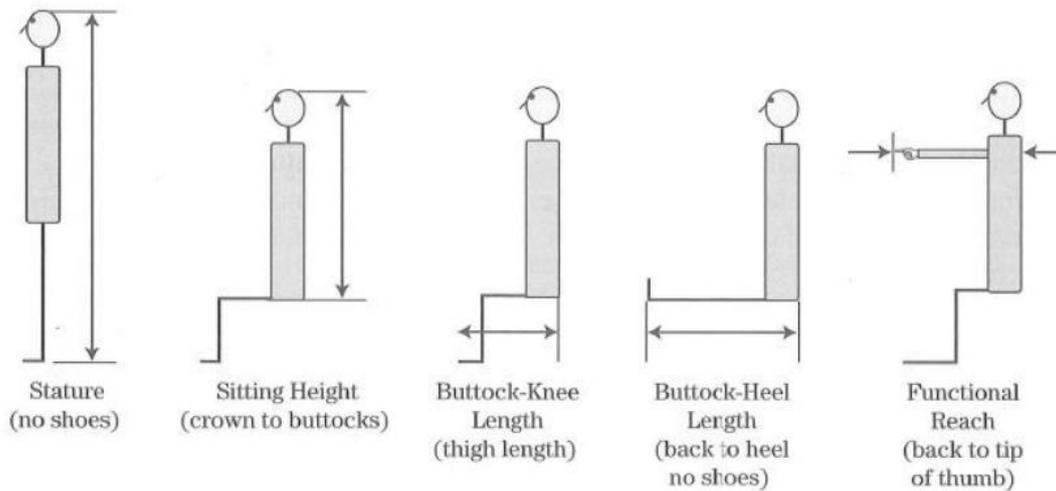


Figura 64: Modelo antropométrico

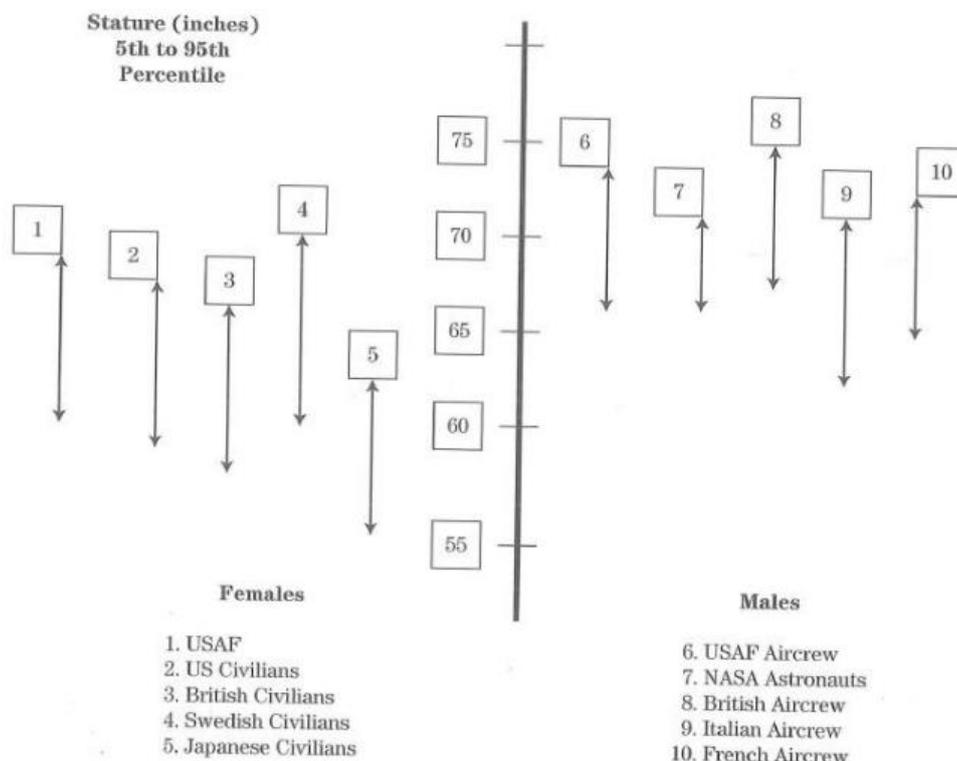


Figura 65: Percentil 5 a 95% da estatura de algumas populações

5.4 Fatores psicológicos e fisiológicos

O stress mental ou físico influencia o comportamento do piloto e sua capacidade de reação. Uma carga controlada de stress é desejável, mas em alta quantidade pode ser extremamente prejudicial. Uma cabine bem projetada pode diminuir ou manter o stress dentro de níveis aceitáveis.

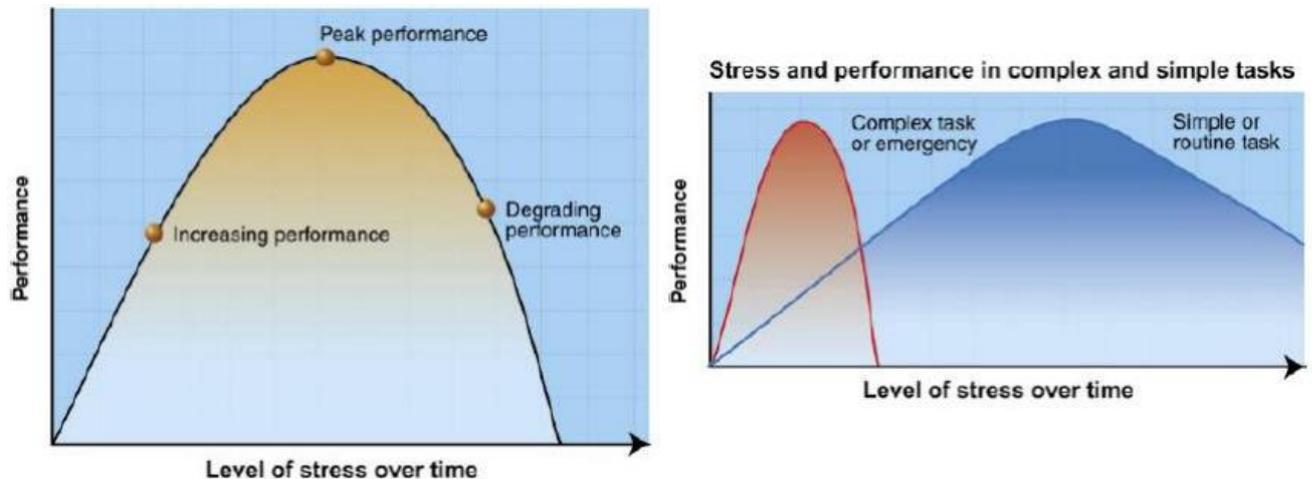


Figura 66: Relação entre stress e performance

Os regulamentos aeronáuticos proíbem o uso de álcool até 8 horas antes de qualquer membro se tornar parte de uma tripulação. Além disso, o uso de medicamentos também pode afetar o desempenho da tripulação. É importante que a tripulação descanse e evite fadiga para poder responder bem a qualquer imprevisto. Toda a tripulação deve fazer testes periódicos para análise de depressão.

5.5 Crew Resource Management

Crew Resource Management (CRM) é um conjunto de procedimentos de treinamento para uso em ambientes onde o erro humano pode ter efeitos devastadores. Usado principalmente para melhorar a segurança aérea, o CRM se concentra na comunicação interpessoal, liderança e tomada de decisões no cockpit de um avião comercial.

O treinamento de CRM engloba uma ampla gama de conhecimentos, habilidades e atitudes, incluindo comunicação, conscientização situacional, resolução de problemas, tomada de decisões e trabalho em equipe; juntamente com todas as sub-disciplinas que cada uma dessas áreas implica. O CRM pode ser definido como um sistema que utiliza recursos para promover a segurança no local de trabalho.

O CRM está preocupado com as habilidades cognitivas e interpessoais necessárias para gerenciar recursos dentro de um sistema organizado, não tanto com o conhecimento técnico e as habilidades necessárias para operar o equipamento. Neste contexto, as habilidades cognitivas são definidas como os processos mentais usados para obter e manter a consciência situacional, para resolver problemas e tomar decisões. As habilidades interpessoais são consideradas como comunicações e uma gama de atividades comportamentais associadas ao trabalho em equipe.

O treinamento em CRM para a tripulação foi introduzido e desenvolvido por organizações de aviação, incluindo grandes companhias aéreas e aviação militar em todo o

mundo. O treinamento em CRM é agora um requisito obrigatório para pilotos comerciais que trabalham sob a maioria dos órgãos reguladores em todo o mundo, incluindo a FAA (EUA) e a JAA (Europa).

O principal objetivo do CRM é a conscientização situacional aprimorada, a autoconsciência, a liderança, a assertividade, a tomada de decisões, a flexibilidade, a adaptabilidade, a análise de eventos e missões e a comunicação. Especificamente, o CRM visa fomentar um clima ou cultura em que a autoridade possa ser respeitosamente questionada. Ele reconhece que uma discrepância entre o que está acontecendo e o que deveria estar acontecendo é frequentemente o primeiro indicador de que um erro está ocorrendo. Este é um assunto delicado para muitas organizações, especialmente aquelas com hierarquias tradicionais, portanto técnicas de comunicação apropriadas devem ser ensinadas aos supervisores e seus subordinados, para que os supervisores compreendam que o questionamento da autoridade não precisa ser ameaçador, e os subordinados entendem a maneira correta de questionar ordens.

Gravações de vozes de vários desastres aéreos na cabine de comando revelam tragicamente os primeiros oficiais e engenheiros de vôo que tentam levar informações críticas à atenção do comandante de maneira indireta e ineficaz. Quando o capitão entendeu o que estava sendo dito, era tarde demais para evitar o desastre.

É importante destacar que o CRM não substitui o conhecimento técnico ou as habilidades básicas; não diminui a autoridade do comandante; não se baseia em democracia; não significa “boas maneiras” na cabine; Não é recurso secundário ou de emergência: é atitude contínua.

Os tripulantes de uma aeronave devem partir do princípio de que os erros acontecem e são inevitáveis e que se deve evitar buscar o culpado do erro, senão preocupar-se em administrá-lo. O erro não causa acidentes. Suas consequências são que os causam e devem ser, portanto, administradas. A Figura 67 é um modelo que mostra a distância entre um erro e um acidente.

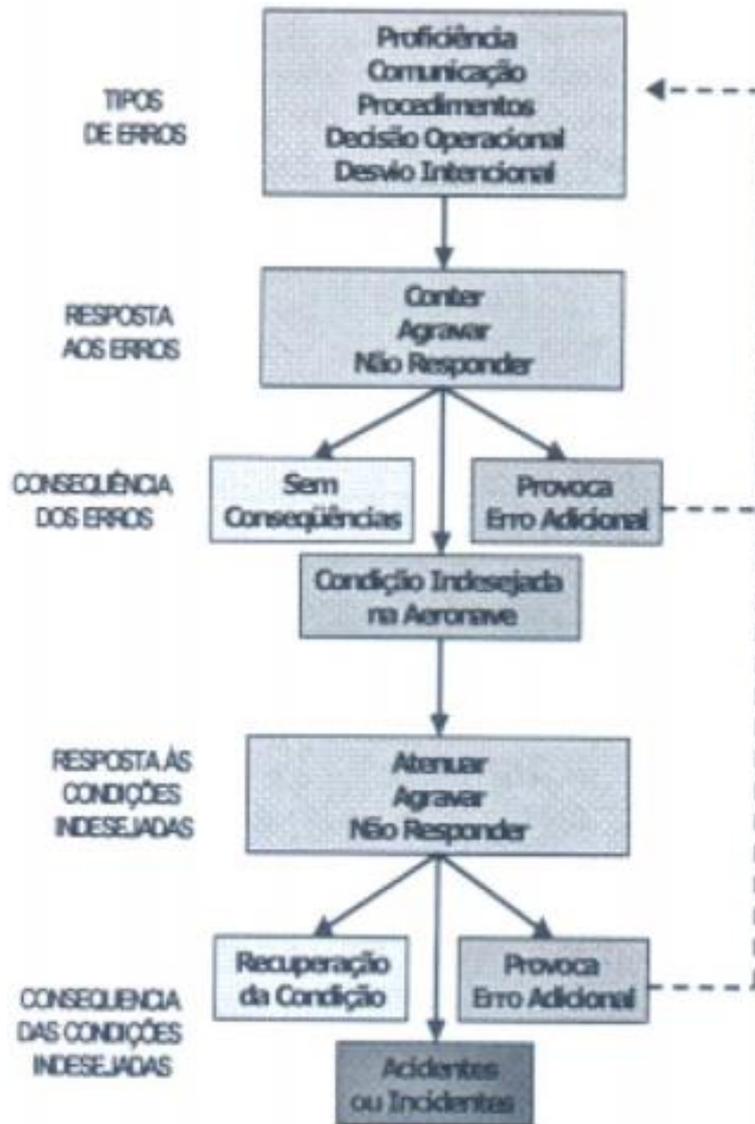


Figura 67: Modelo de gerenciamento de erro

Grandes problemas são causados devido à falha na comunicação. Exemplos são o desnível de autoridade: geralmente um membro da tripulação tem medo de contradizer o comandante, dessa forma há comunicação somente numa direção; supor que não há necessidade de falar; mensagens confusas; não fazer perguntas ou não ouvir.

Existem 6 passos para melhorar os aspectos da comunicação:

- 1) **Briefing:** deve definir o que vai ser feito e estabelecer o tom do trabalho em equipe;
- 2) **Indagação:** o bom tripulante não tem receio de fazer perguntas e esclarecer dúvidas;

- 3) **Assertividade:** faça com que seus pensamentos e sentimentos sejam conhecidos e defenda o seu ponto de vista até estar convencido pelos fatos de que sua posição não está correta;
- 4) **Saber ouvir:** seja um ouvinte ativo. Ouvir não é uma atitude passiva. Deve ser dado um feedback com outra pergunta, concordando, cotejando ou discordando;
- 5) **Resolução de conflitos:** conflitos na cabine não são necessariamente ruins, mas deve ser mantido apenas em assuntos da cabine. É importante concentrar-se em o quê está correto e não em quem está correto;
- 6) **Crítica e feedback:** o tripulante deve desenvolver sua capacidade de dar e receber críticas construtivas.

5.6 Escala Cooper-Harper

A escala de classificação Cooper-Harper é um conjunto de critérios usados por pilotos de teste e engenheiros de teste de voo para avaliar as qualidades de manuseio das aeronaves durante o teste de voo. A escala varia de 1 a 10, com 1 indicando as melhores características de manuseio e 10 o pior. Os critérios são avaliativos e, portanto, a escala é considerada subjetiva.

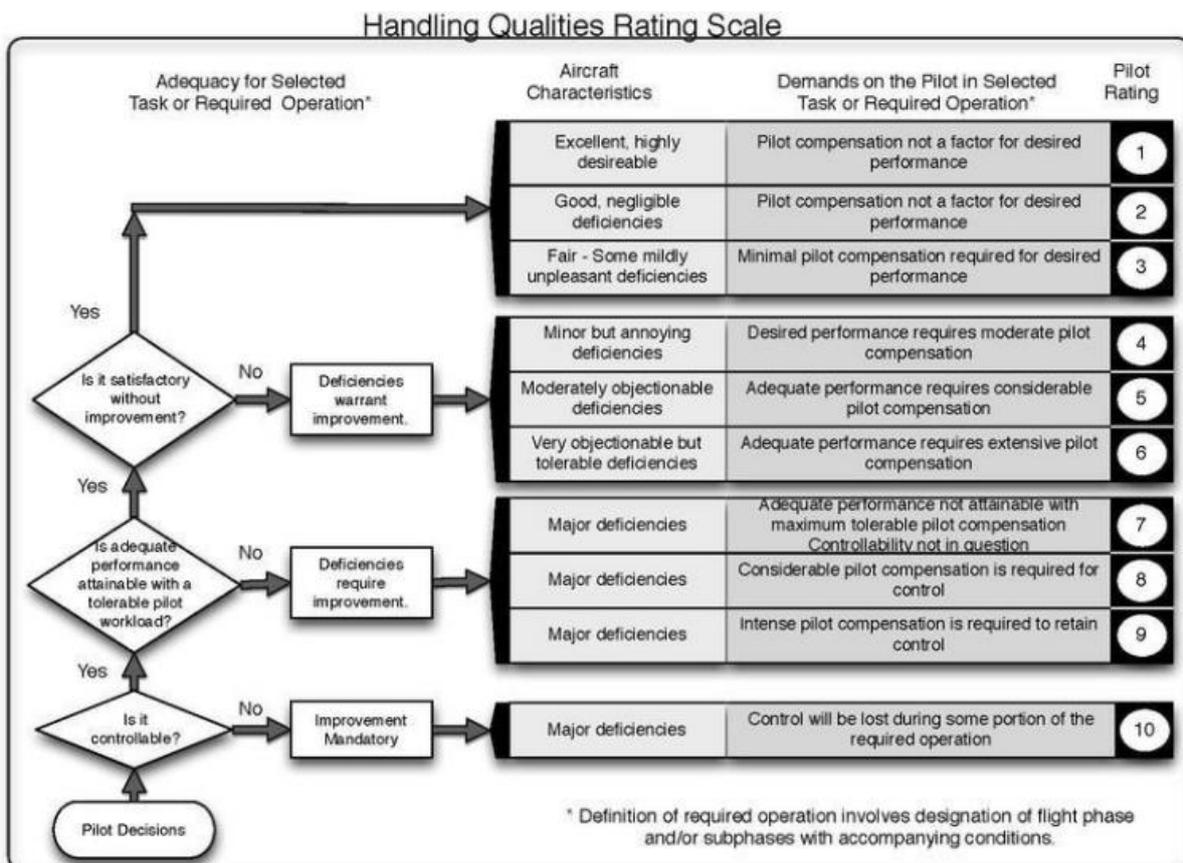


Figura 68: Escala Cooper-Harper

6. Instrumentos de Voo Magnéticos

6.1 Geomagnetismo

A Terra é um ímã gigante rodando no espaço, rodeada por um campo magnético formado por linhas de fluxo invisíveis. Estas linhas deixam a superfície terrestre no pólo norte magnético e reentram no pólo sul magnético

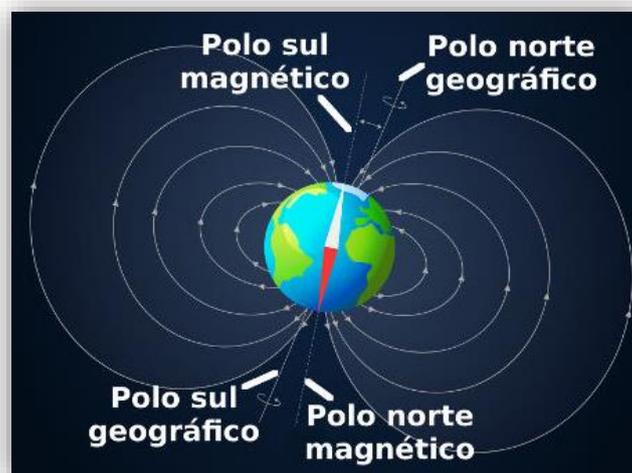


Figura 69: Fluxo do campo magnético da Terra

É importante ressaltar que os pólos Norte e Sul magnéticos estão invertidos com respeito a localização com os pólos Norte e Sul geográficos, como é mostrado na Figura 69.

A existência do campo magnético terrestre tem sua origem no núcleo da Terra, que é composto principalmente por ferro em estado líquido e pastoso que está em constante movimento devido a correntes de convecção que surgem por causa de temperaturas não homogêneas no interior da Terra. Esse movimento causa atrito e faz surgir correntes elétricas que, conseqüentemente, geram o campo magnético da Terra.

As linhas de fluxo magnético têm duas características importantes: qualquer ímã que esteja livre para girar se alinhará a elas; e uma corrente elétrica é induzida em qualquer condutor que as atravesse. A maioria dos indicadores de direção instalados em aeronaves faz uso de uma dessas duas características.

O campo magnético da Terra não é homogêneo. Isso se deve à heterogeneidade da composição terrestre e ao seu formato não perfeitamente esférico.

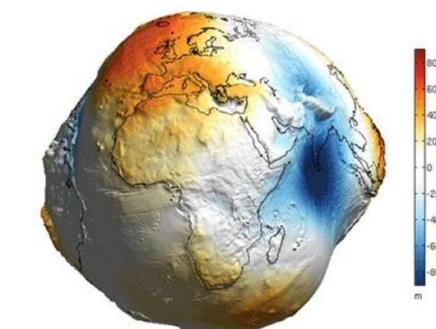


Figura 70: Topografia terrestre

Por esse motivo, as linhas isogônicas, linhas com a mesma declinação magnética, acabam assumindo certos desvios no mapa e não são simplesmente retas que conectam o pólo norte magnético com o pólo sul magnético.

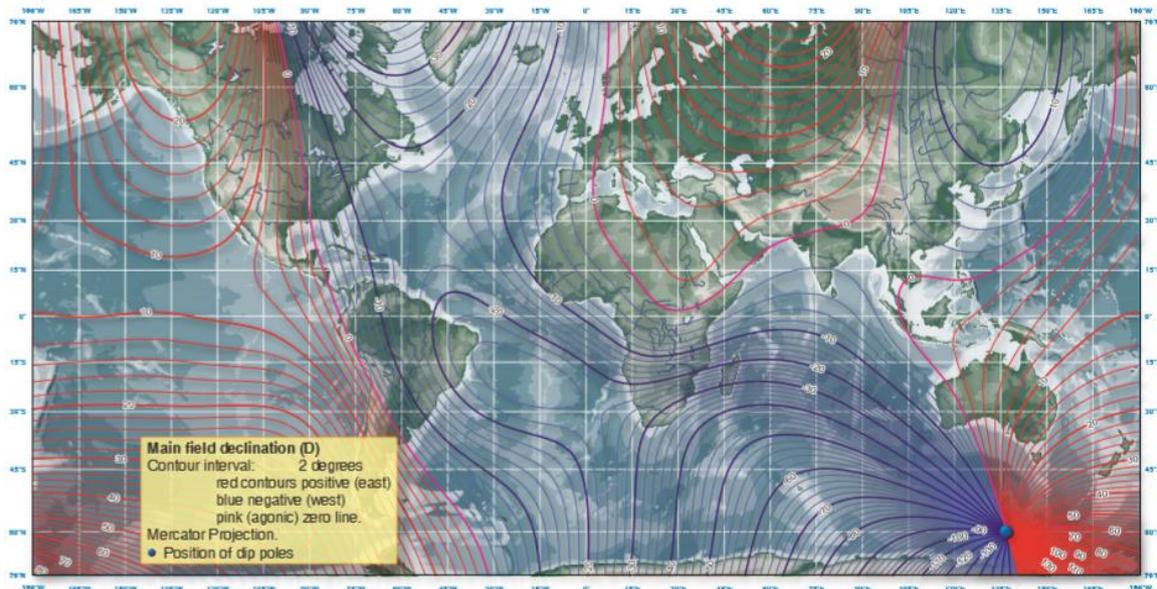


Figura 71: Linhas isogônicas

6.2 Bússola aeronáutica

Um ímã é um pedaço de material ferromagnético que possui, através dele, linhas de fluxo magnético saindo do pólo norte e entrando no pólo sul. Independentemente do tamanho, cada ímã tem dois pólos. Quando um ímã é colocado no campo de outro, os pólos diferentes se atraem e os pólos iguais se repelem.

A bússola utilizada em aeronaves consiste de dois pequenos ímãs fixados em um pedaço de metal que flutua em um fluido transparente. Sobre esse metal existe uma placa graduada com as quatro direções cardinais apresentadas em fora de letras, em inglês: N, W, E, S. A direção norte corresponde a 360°.

A cada 30° existe uma graduação numérica, onde o zero final é omitido: 3 = 30°, 12 = 120°, etc. Entre os números existem marcas maiores que representam 10° e marcas menores que representam 5°.



Figura 72: Bússola aeronáutica

6.3 Fontes de erro

A Terra gira em torno do seu eixo geográfico. Os mapas são construídos usando meridianos de longitude que passam pelos pólos geográficos, chamados de Norte verdadeiro e Sul verdadeiro. Por isso, distâncias medidas a partir dos pólos geográficos são chamadas de distâncias verdadeiras. Os pólos magnéticos não coincidem com os pólos geográficos. Dessa maneira, os instrumentos magnéticos apontam na verdade para o pólo magnético, que está a uma distância de 1300 milhas do pólo norte verdadeiro. A diferença entre a direção verdadeira e a direção magnética é chamada de Variação.



Figura 73: Mapa de São Paulo com as linhas isogônicas

Para corrigir esse tipo de erro, existem mapas onde estão representados as linhas isogônicas, que indicam o número de graus de Variação que existe no local e que deve ser ajustada para encontrar a direção verdadeira. A Figura 73 mostra um mapa do estado de São Paulo com as linhas isogônicas desenhadas e com os valores dos graus de Variação. A Figura 74 mostra as linhas isogônicas no mapa dos Estados Unidos, indicando o valor da variação. A linha que passa perto de Chicago é chamada de linha agônica. Em qualquer lugar ao longo desta linha, os dois pólos estão alinhados e não há variação. A leste desta linha, o pólo magnético fica a oeste do pólo geográfico e uma correção deve ser aplicada à indicação da bússola para obter a direção verdadeira.

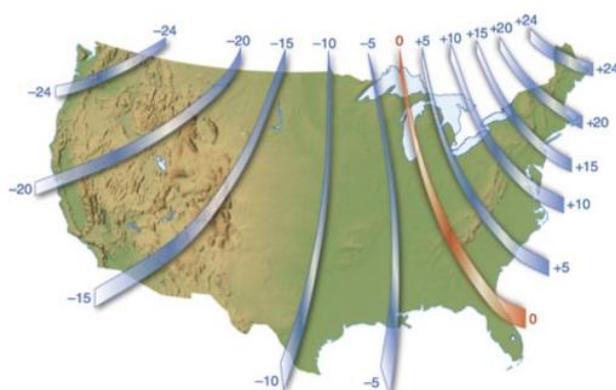


Figura 74: Mapa dos Estados Unidos com as linhas isogônicas

Por exemplo, voando na área de Washington D.C. a variação é de +10° (ou 10° oeste). Se o piloto quiser voar para o sul verdadeiro (180°), ele deve adicionar a variação, resultando

em um curso magnético de 190°. Voando na área de Los Angeles, a variação é de -14° (ou 14° leste). Para voar a um curso real de 180°, o piloto teria que subtrair a variação e voar a 166 graus. O erro de variação é o mesmo em qualquer lugar ao longo da linha isogônica, não depende da aeronave.

As cartas de navegação fornecem as linhas de correção magnética, como está evidenciado na Figura 75.



Figura 75: Carta de Navegação com indicação de correção magnética

Os ímãs em uma bússola se alinham com qualquer campo magnético. Sistemas eletrônicos e cabos da aeronave produzem campos magnéticos que podem influenciar na indicação da bússola. O erro gerado por esse tipo de influência é chamado de Desvio.

O desvio, diferentemente da variação, é diferente para cada aeronave, mas não é afetado pela localização geográfica. A bússola deve estar afastada o máximo possível dos painel de instrumentos para minimizar o erro de desvio.

Alguns aeroportos têm uma rosa dos ventos, que é uma série de linhas marcadas em uma pista de taxiamento ou rampa em algum local onde não há interferência magnética. As linhas, orientadas para o norte magnético, são pintadas a cada 30°, conforme mostrado na Figura 76.

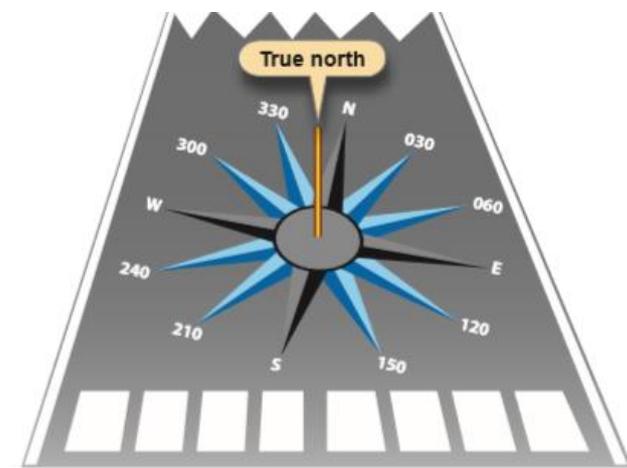


Figura 76: Utilização das Rosa dos Ventos para compensar os erros de desvio

O piloto alinha a aeronave em cada direção magnética e ajusta os ímãs de compensação para minimizar a diferença entre a indicação da bússola e o rumo magnético real da aeronave. Qualquer erro que não possa ser removido é anotado em um cartão de correção da bússola, como o da Figura 77, e colocado junto a bússola. No exemplo do cartão abaixo, se o piloto quiser ir a um rumo magnético de 120° e a aeronave estiver operando com os rádios ligados, o piloto deve voar em um rumo de bússola de 123°.

FOR	000	030	060	090	120	150
STEER						
RDO. ON	001	032	062	095	123	155
RDO. OFF	002	031	064	094	125	157

FOR	180	210	240	270	300	330
STEER						
RDO. ON	176	210	243	271	296	325
RDO. OFF	174	210	240	273	298	327

Figura 77: Cartão de correção de desvio da bússola

Além desses erros, existe aqueles causados devido às manobras executadas pelo avião. Devido a forças inerciais, ao realizar uma manobra ou acelerar/desacelerar a aeronave, acaba ocorrendo mudanças transitórias na indicação da bússola.

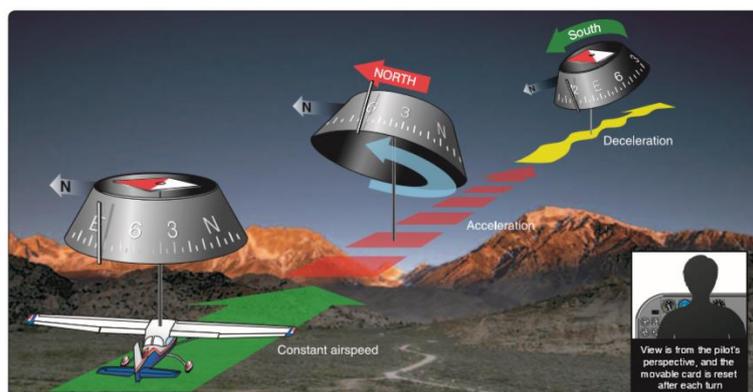


Figura 78: Efeitos causados devido a aceleração

6.4 Bússola fluxgate

Como mencionado anteriormente, as linhas de fluxo no campo magnético da Terra têm duas características básicas: um ímã se alinha com essas linhas e uma corrente elétrica é induzida, ou gerada, em qualquer fio atravessado por elas. A bússola fluxgate possui um anel com bobinas que tem corrente elétrica induzida, de tal maneira que essa corrente muda à medida que o rumo da aeronave muda, alterando a indicação da bússola. Está sujeita a menos erros, no entanto, não elimina a necessidade de uma bússola convencional. Um exemplo é mostrado na Figura 79.

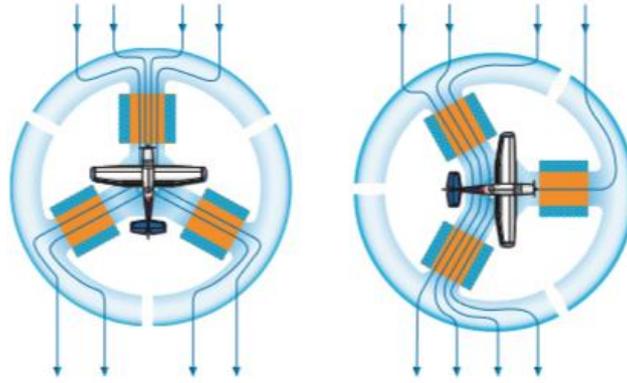


Figura 79: Bússola Fluxgate

6.5 Bússola de indicação remota

Bússolas de indicação remota foram desenvolvidas para compensar os erros e limitações das bússolas tradicionais. É composto pelo indicador de navegação pictórica e a unidade de controle do compensador.



Figura 80: Bússola de indicação remota

Possui um painel onde se pode seleccionar a diferença entre a proa magnética e a proa verdadeira, de maneira a compensar a prova verdadeira na rotação da placa da bússola. Pode ser seleccionada a opção de deixar que a bússola trabalhe no modo livre ou no modo compensado.

7. Instrumentos Anemométricos

Neste capítulo serão descritos os instrumentos que, através de sensores de pressão instalados no exterior do avião, são capazes de fornecer informações como: velocidade da aeronave, velocidade de subida, altitude, etc.

7.1 Sistema Pitot – Estática

Os sistemas de Pitot são os mais empregados na atualidade. Está composto pelo tubo de pitot, que é um sensor que mede a pressão total; pela tomada estática, que é um sensor de pressão estática, que pode estar montado no próprio Pitot ou separadamente; e pelas linhas pneumáticas que possuem a função de transmitir as pressões detectadas pelos sensores.

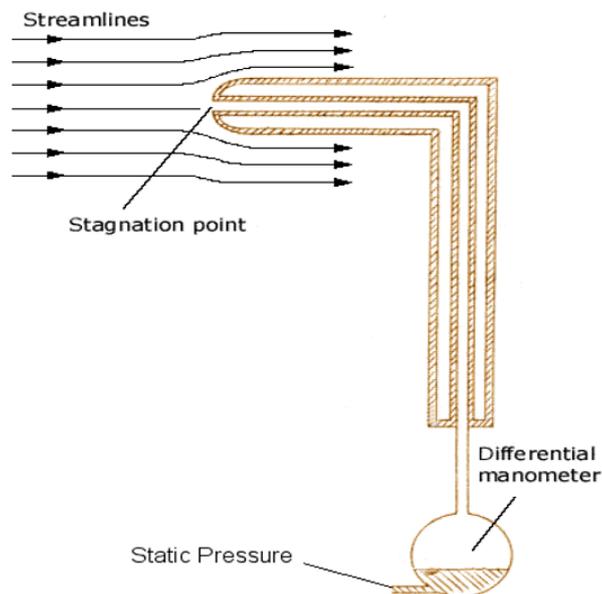


Figura 81: Sistema do Pitot

No sistema da Figura 81 temos:

$$P_t = P_s + P_d$$

Onde:

P_t é a pressão total;

P_s é a pressão estática;

P_d é a pressão dinâmica.

Dessa forma, a partir do valor medido de pressão estática pode se obter as indicações de altitude e de velocidade vertical e subtraindo esse valor de pressão estática da pressão total medida pelo pitot pode se saber a velocidade de voo da aeronave. Um sistema de Pitot - Estática típico pode ser visto na Figura 82.

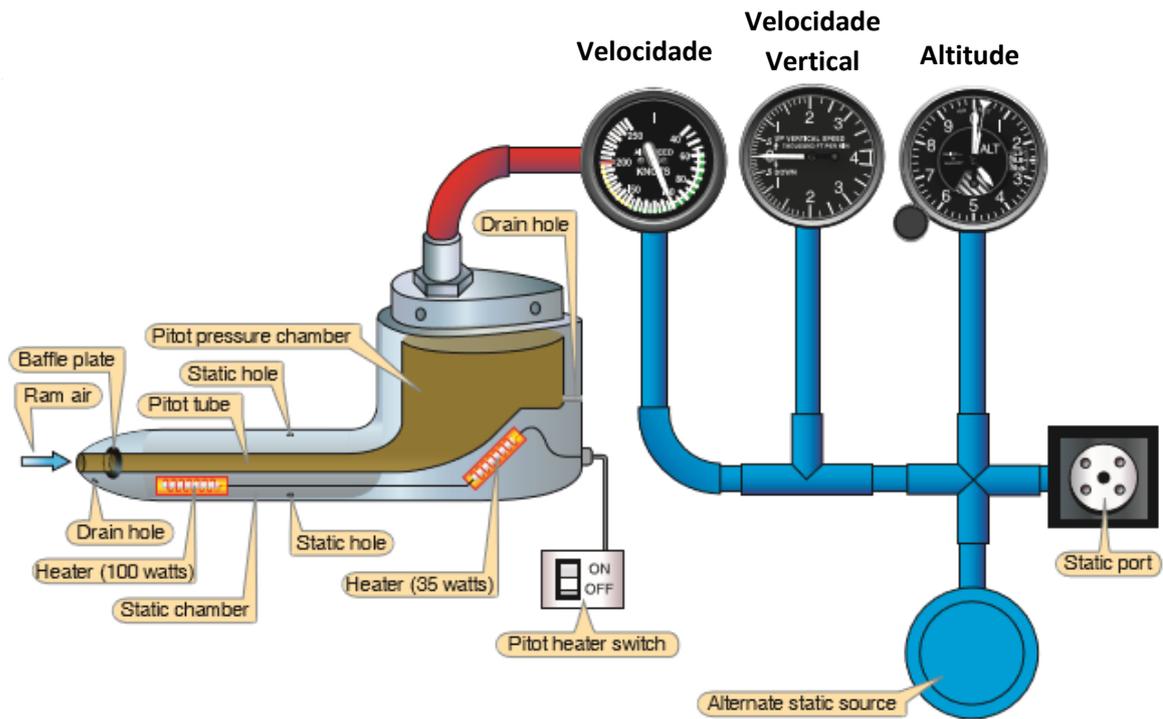


Figura 82: Sistema de Pitot - Estática típico

É importante que todo o sistema seja equipado com mecanismos de dreno e aquecimento para evitar o congelamento.

7.2 Altímetro

O altímetro funciona baseado na pressão estática do ar ambiente (pressão externa). Como é sabido, conforme a aeronave ganha altitude a pressão estática exterior vai decaindo. O altímetro usa o valor dessa pressão externa para indicar a altitude da aeronave.

O altímetro de sensibilidade é constituído por uma pilha de de cápsulas aneróides .

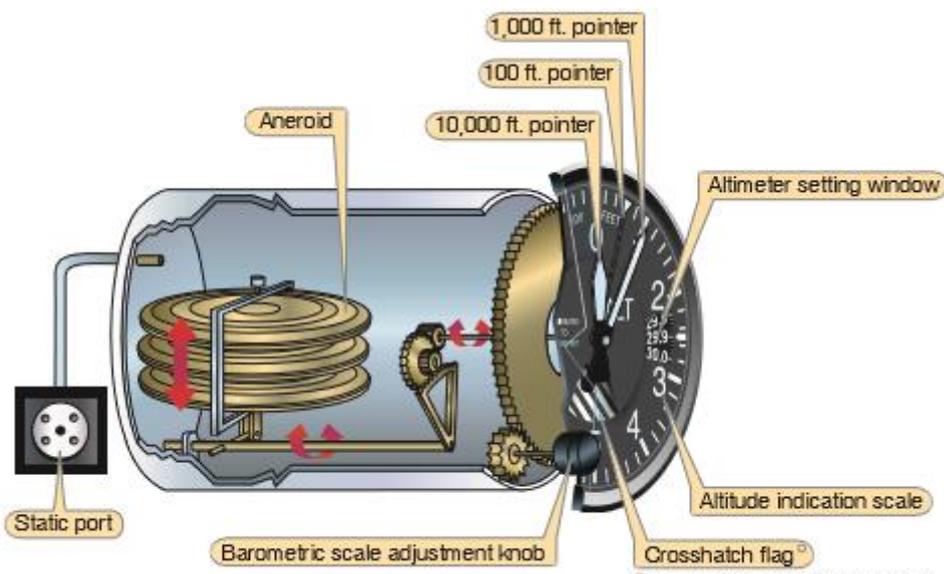


Figura 83: Altímetro

Essas cápsulas são comprimidas de acordo com a pressão externa. Conforme a aeronave vai ascendendo, a pressão estática externa diminui e dessa forma os aneróides são descomprimidos. Estes estão acoplados a um mecanismo de pequenas engrenagens que fazem com que os ponteiros indicadores de pressão no painel se movam.

Alguns erros podem aparecer causados por condições não padronizadas. A cada início de operação, o controle de tráfego aéreo deve passar ao piloto o valor da pressão local corrigida para o nível do mar para que ele possa corrigir no altímetro. Além disso, quando a aeronave está voando em condições onde o ar é mais quente ou mais frio que a atmosfera padrão, a densidade do ar muda e conseqüentemente a pressão exercida por ele também, o que pode gerar um erro na leitura da altitude. Para temperaturas muito frias, o ICAO (International Civil Aviation Organization) desenvolveu uma tabela de correção. Para altitudes de voo acima de 10 mil pés, o altímetro deve sempre ser usado no ajuste padrão.

		Height Above Airport in Feet													
		200	300	400	500	600	700	800	900	1,000	1,500	2,000	3,000	4,000	5,000
Reported Temp °C	+10	10	10	10	10	20	20	20	20	20	30	40	60	80	90
	0	20	20	30	30	40	40	50	50	60	90	120	170	230	280
	-10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	150	200	290	390	490
	-20	30	50	60	70	90	100	120	130	140	210	280	420	570	710
	-30	40	60	80	100	120	130	150	170	190	280	380	570	760	950
	-40	50	80	100	120	150	170	190	220	240	360	480	720	970	1,210
	-50	60	90	120	150	180	210	240	270	300	450	590	890	1,190	1,500

Figura 84: Tabela de correção del altitude para temperaturas muito frias

No sistema de espaço aéreo é importante que além do piloto, o controlador de tráfego aéreo em solo também saiba a altitude da aeronave. Para fornecer essa informação a aeronave é tipicamente equipada com um altímetro de codificação. O altímetro de codificação fornece ao transponder uma série de pulsos identificando o nível do voo no qual a aeronave está voando. Esta série de pulsos é transmitida para o radar de solo, permitindo que o controlador saiba a altitude de voo da aeronave.

7.3 Indicador de velocidade vertical

O indicador de velocidade vertical (IVV), também chamado de indicador de taxa de subida, é um instrumento de mudança de taxa de pressão que fornece uma indicação de qualquer desvio de um nível de pressão constante. Quando o avião está ascendendo, a cada altitude existe uma pressão estática diferente. Este instrumento mede a taxa de variação dessa pressão, tranformando essa leitura em velocidade de subida. O principio de funcionamento é bastante parecido com o do altímetro.

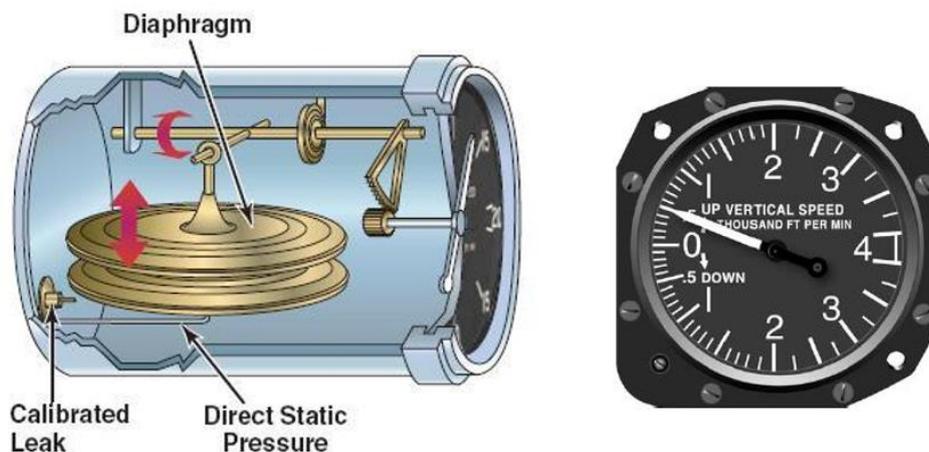


Figura 85: Indicador de velocidade vertical

Devido ao seu princípio de funcionamento, o IVV apresenta um atraso na sua indicação. A velocidade vertical é apresentada em pés por segundo (ft/s).

7.4 Indicador de Velocidade

É um medidor de pressão diferencial que mede a pressão dinâmica do ar através do qual a aeronave está voando. A Pressão dinâmica é a diferença entre a pressão total e a pressão estática do ar, que, como explicado anteriormente, são retiradas do sistema Pitot – Estático.

O mecanismo do indicador de velocidade consiste em um aneróide que recebe a pressão total advinda do tubo de pitot. Esse aneróide está contido em uma câmara fechada que está conectada com a tomada de pressão estática. À medida que a pressão do pitot aumenta ou a pressão estática diminui, o diafragma se expande, como pode ser visto na Figura 86.

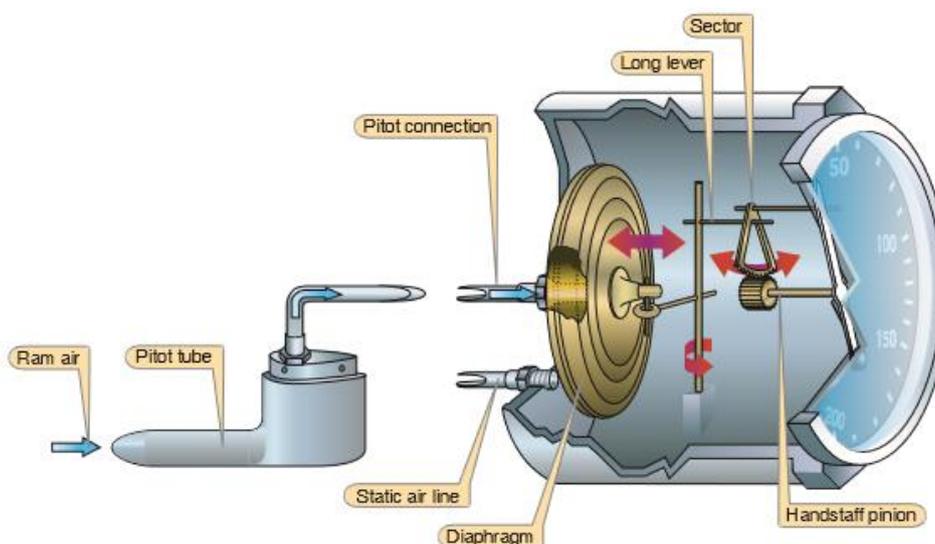


Figura 86: Mecanismo de funcionamento do indicador de velocidade

Essa mudança dimensional é medida por um eixo de balanço e um conjunto de engrenagens que aciona um ponteiro no mostrador do instrumento. A maioria dos instrumentos estão calibrados em nós ou milhas náuticas po hora.

Algumas aeronaves vêm equipadas com indicadores de velocidade verdadeira, que possuem um mecanismo que compensa a temperatura e indicam a velocidade verdadeira TAS (True Air Speed).

A velocidades muito altas o ar sofre mudanças devido ao efeito de compressibilidade, além de poder surgir ondas de choque para velocidades maiores que a do som. Para isso, existe um indicador de Mach, que depende tanto da altitude como da velocidade e que mostra o mach limite que a aeronave pode alcançar.

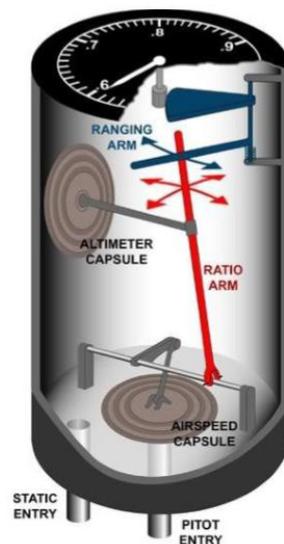


Figura 87: Indicador de Mach

Os indicadores de velocidade também possuem uma escala de cores para alertar o piloto em qual condição de voo ele está.

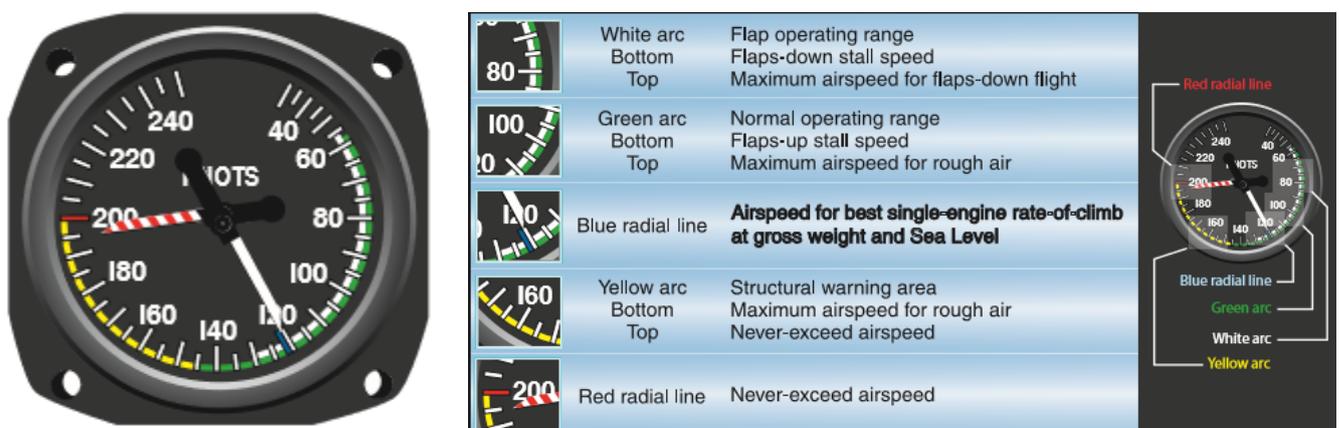


Figura 88: Indicador de Velocidade - Escala de cores

7.5 Posição dos Sensores

A localização adequada dos sensores é de extrema importância para que as medições possuam o menor valor de erro possível. As tomadas de pressão estática, por exemplo, podem estar juntas ao tubo de pitot ou nas laterais da fuselagem, para garantir que a leitura aferida pelo instrumento seja somente da pressão estática, sem interferência da pressão dinâmica, como se mostra na Figura 89.



Figura 89: Posição da tomada estática

Em situações de derrapagem do avião, a pressão estática aferida em cada lado pode ser diferente. Dessa maneira, para minimizar erros, são instaladas tomadas estáticas em ambas laterais da aeronave e a leitura considerada é a média entre elas. Dessa forma, a melhor posição para esses sensores é na parte posterior da seção circular da fuselagem.



Figura 90: Tomadas estáticas instaladas nas laterais dos aviões

Já o pitot deve estar em uma posição que possua a menor interferência aerodinâmica possível, já que nenhuma posição é totalmente livre de interferência. Para isso, grandes estudos aerodinâmicos são realizados para se determinar o melhor lugar para o pitot em cada aeronave.



Figura 91: Posição dos tubos de pitot

7.6 Correção de Velocidade

Como mencionado anteriormente, os sensores estão sujeitos a erros devido a distúrbios do ar, o que acarreta uma diferença entre a velocidade indicada e a velocidade que a aeronave está. O requisito 25.1323 da FAR exige que todo sistema deve ser calibrado para se determinar o erro entre a velocidade indicada e a velocidade da aeronave. É o que chamado de conversão de Indicated Air Speed (IAS) para Calibrated Air Speed (CAS).

Essa calibração se dá pelo levantamento de uma curva de correção para todas as velocidades e altitudes possíveis. Tal curva é aplicada posteriormente à leitura dos instrumentos.

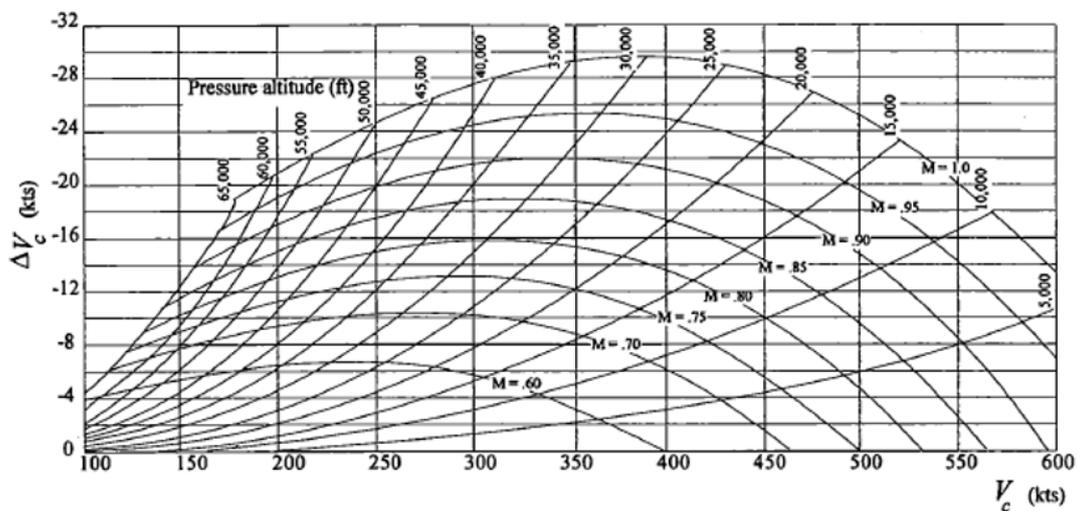


Figura 92: Curva de correção de velocidade indicada para velocidade calibrada

Essa curva é traçada por comparação entre a velocidade indicada pelo instrumento e a verdadeira velocidade da aeronave medida por um método confiável. Existem inúmeros métodos: Tower Fly-by, aeronave paquera, trailing cone, static boom, etc.

O método tower fly-by consiste em fazer a aeronave passar a velocidade constante em diferentes condições de altitude e velocidade, comparando-a com uma referência conhecida.

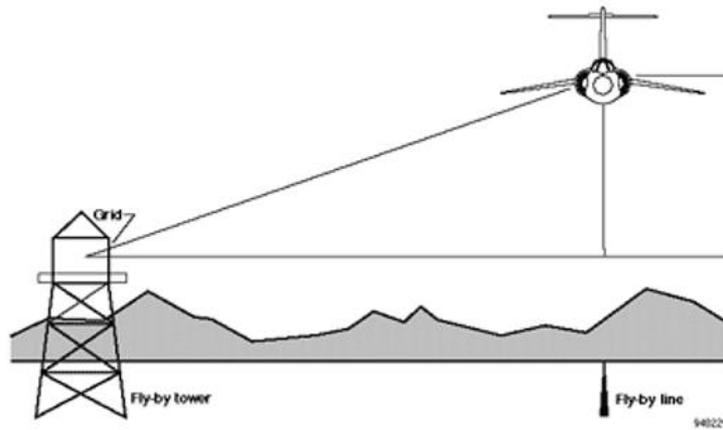


Figura 93: Ilustração do método Tower fly-by

Já o método da aeronave paquera consiste em fazer a aeronave voar em várias condições de altitude e velocidade junto a uma aeronave com sistema anemométrico já calibrado, comparando a indicação das duas.



Figura 94: Aeronave Paquera

O trailing cone é um sensor, posicionado a uma distância conveniente da aeronave, sem interferência aerodinâmica, e sua indicação deve ser comparada com a indicação do



Figura 95: Trailing cone

pitot.

O static boom é um sensor que funciona de maneira bastante semelhante ao trailing cone, mas com um sensor à frente da aeronave.



Figura 96: Static boom

7.7 Indicadores digitais

Os indicadores digitais possuem os mesmos elementos de detecção e de medida. Porém, o acoplamento se dá por um sensor de deslocamento, como sensor a laser, potenciômetro, etc, posicionado no aneróide. Seu sinal é processado por um computador que transmite e apresenta os dados numa tela do painel de pilotagem.



Figura 97: Tela de indicação digital

8. Instrumentos de Voo Inerciais

8.1 Componentes Inerciais

O voo sem referência a um horizonte visível pode ser realizado com segurança graças ao uso de sistema de instrumentos giroscópicos e acelerômetros. O acelerômetro nada mais é que um instrumento capaz de medir a aceleração sobre os objetos. Os mais comuns são os de massa móvel e de pêndulo. A Figura 98 ilustra um acelerômetro massa móvel.

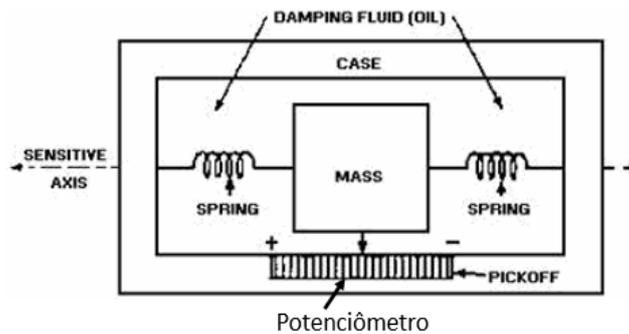


Figura 98: Acelerômetro - Massa acoplada a duas molas imersas num fluido conectada a um potenciômetro que manda um sinal e indica a aceleração sofrida pela massa.

Já o giroscópio é um rotor com anéis, que tem o peso concentrado na sua periferia. Quando esses anéis giram em alta velocidade, eles se tornam rígidos e resistem a inclinação ou giro em qualquer direção que não seja o seu eixo de rotação. Tais instrumentos funcionam a base de duas características: rigidez e precessão. Os instrumentos de atitude da aeronave, por exemplo, operam utilizando o princípio da rigidez.



Figura 99: Giroscópio

A rigidez é um princípio de que o giroscópio permanece numa posição fixa no plano em que está girando. Ou seja, não importa a direção da aeronave, ou se ela está inclinada ou se movimentando de alguma forma, o giroscópio permanecerá girando no mesmo plano que estava girando originalmente. A Figura 100 ilustra esse fenômeno.

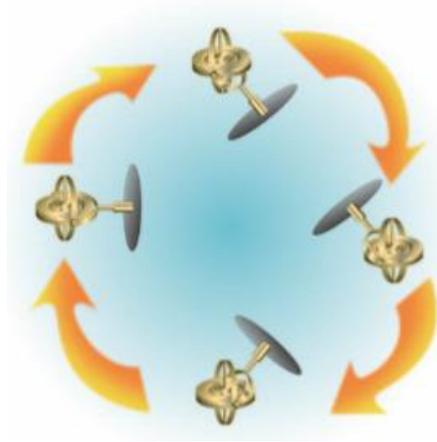


Figura 100: Independentemente da posição da sua base, um giroscópio tende a permanecer rígido no espaço, com seu eixo de rotação apontado em direção constante.

A Precessão é a inclinação ou rotação de um giroscópio em resposta a uma força deflectiva. A reação a essa força não ocorre no ponto em que foi aplicada, em vez disso, ocorre em um ponto que está a 90° na direção da rotação. Este princípio permite ao giroscópio determinar uma taxa de giro sentindo a quantidade de pressão criada por uma mudança de direção. A taxa na qual o giroscópio precessiona é inversamente proporcional à velocidade do rotor e proporcional à força deflectiva.

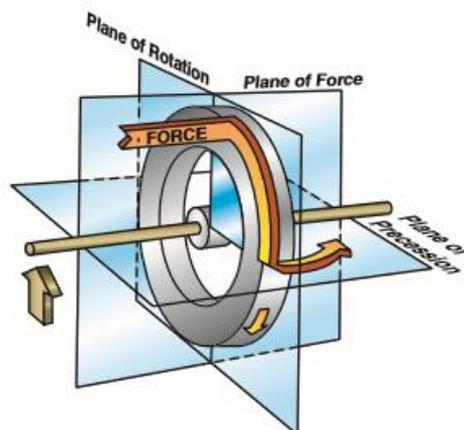


Figura 101: A precessão de um giroscópio é resultante da aplicação de uma força deflectiva.

Existe uma terceira propriedade, chamada de ereção, que é a tendência do giroscópio em sempre manter o eixo do rotor na vertical, alinhado com a gravidade.

Um acelerômetro só é totalmente eficaz se estiver perfeitamente alinhado com a direção do movimento. Para isso, utiliza-se um giroscópio que garante o alinhamento do acelerômetro. Essa combinação de ambos os componentes, montados num gimbal, é chamada de Plataforma Giro-Estabilizada.

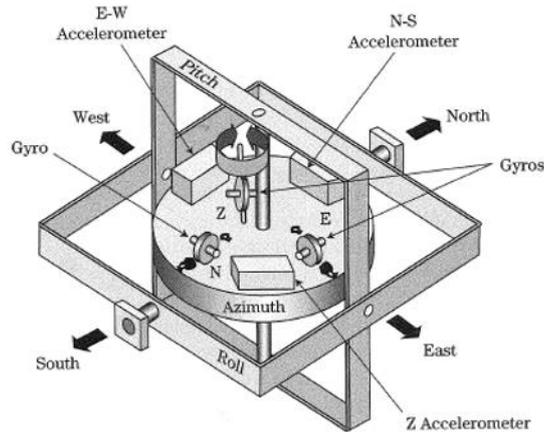


Figura 102: Plataforma Giro-Estabilizada tridimensional

8.2 Acionamento

O acionamento da rotação do giroscópio pode ser feito por acionamento pneumático, por bomba de vácuo ou elétrico. Como os instrumentos giroscópicos são cruciais para o voo por instrumentos, os fabricantes de aeronaves projetam diversas redundâncias nas alimentações dos instrumentos para que qualquer falha única não prive o piloto da capacidade de concluir o voo com segurança.

Os giroscópios pneumáticos são acionados, geralmente, por tubos de venturi montados na parte externa da aeronave, semelhante ao sistema mostrado na Figura 103.

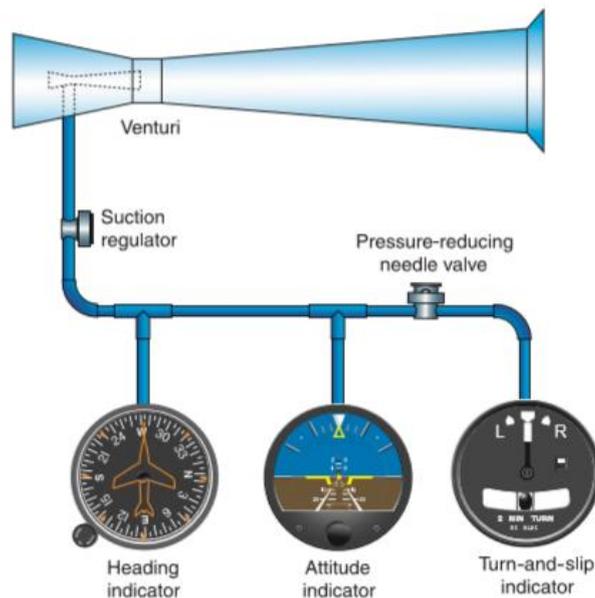


Figura 103: Sistema acionado por tubo de Venturi

O ar que flui através do tubo de venturi acelera na parte mais estreita e, de acordo com o princípio de Bernoulli, a pressão cai. Nesse ponto os instrumentos são conectados por um tubo. Os dois instrumentos de atitude operam em aproximadamente 4" Hg de sucção. Já o indicador de curva e deslizamento precisa apenas de 2", então uma válvula de agulha com redução de pressão é usada para diminuir a sucção. Um inconveniente desse sistema é que o

gelo pode entupir o tubo de venturi e parar os instrumentos nos momentos mais cruciais do voo.

Nos giroscópios que funcionam com o uso de bombas de vácuo o ar externo é succionado a uma pressão controlada que alimenta os giroscópios. As aeronaves que voam em baixa altitude possuem um óleo borrifado na linha pneumática para lubrificar os instrumentos. As aeronaves que voam em altas altitudes não possuem óleo na linha, já que o ar é menos denso e portando precisa ter maior velocidade na sucção. Para suprir a lubrificação, os instrumentos são feitos com materiais especiais que dispensam lubrificação constante.

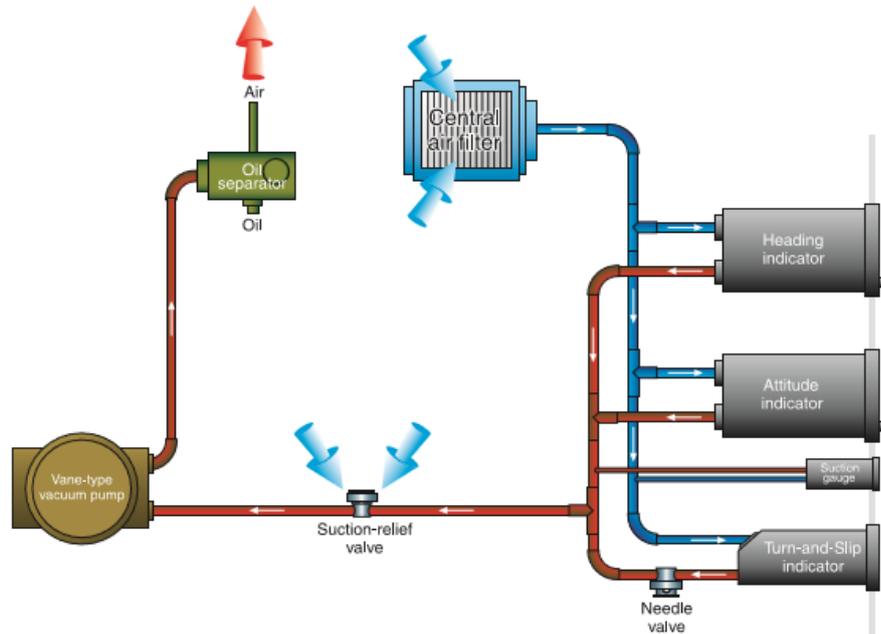


Figura 104: Exemplo de sistema de acionamento por uma bomba de vácuo

Aeronaves maiores normalmente fazem o acionamento dos giroscópios através de motores elétricos. Quando for o caso, os instrumentos devem indicar o tipo de acionamento, se é através de corrente alternada ou corrente contínua, e sua carga.

8.3 Instrumentos inerciais

8.3.1 Indicador de Atitude

O primeiro instrumento de atitude foi originalmente chamado de horizonte artificial, mais tarde como horizonte giroscópico e agora é mais comumente chamado de indicador de atitude. Seu mecanismo de operação é baseado num acoplamento de giroscópios, de modo que a aeronave inclina e gira e o giroscópio permanece fixo no espaço, fornecendo indicação de arfagem e rolamento da aeronave.

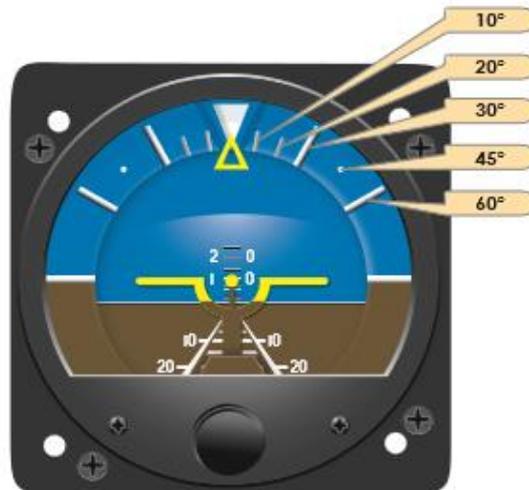


Figura 105: Indicador de atitude mostrando arfagem e rolagem da aeronave

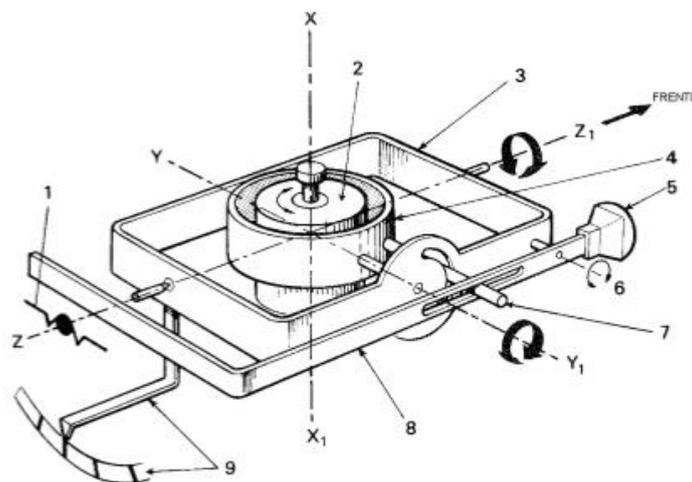


Figura 106: Mecanismo de funcionamento do horizonte artificial

8.3.2 Indicador de Proa

O indicador de proa é um instrumento complementar à bússola, servindo de backup. O eixo de giro do giroscópio do indicador de proa é horizontal, permitindo a detecção de rotação em torno do eixo vertical da aeronave. Os indicadores de direção do giroscópio não apontam para o norte, eles devem ser configurados para tal, para que coincidam com a bússola magnética. A rigidez faz com que ele mantenha essa indicação de proa, sem a oscilação e outros erros inerentes a uma bússola magnética.

A Terra gira constantemente a 15° por hora, enquanto o giroscópio está mantendo uma posição relativa ao espaço, causando assim um desvio aparente na proa exibida de 15° por hora. Para isso, deve-se comparar a proa indicada com a bússola magnética pelo menos a cada 15 minutos e redefinir a proa conforme necessário para concordar com a bússola magnética. Um exemplo de indicador de proa é mostrado na Figura 107.



Figura 107: Indicador de proa

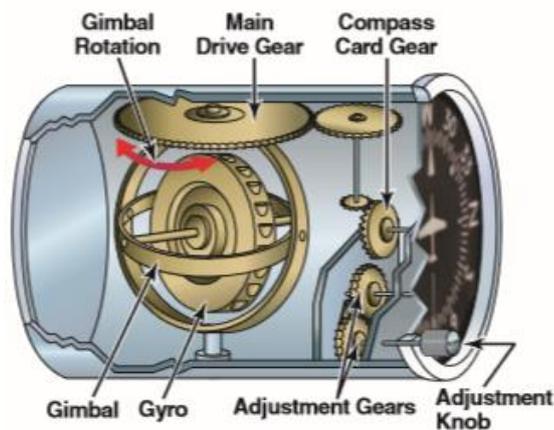


Figura 108: Mecanismo de funcionamento do indicador de proa

8.3.3 Indicador de curva e escorregamento

Este instrumento foi o primeiro a fazer uso de giroscópios. Este instrumento possui um inclinômetro que é uma esfera de vidro preta selada dentro de um tubo de vidro curvo que é parcialmente preenchido com um líquido para amortecimento. Esta bola mede a força relativa da força da gravidade e a força da inércia causada por uma curva. Quando a aeronave está voando em linha reta e nivelada, não há inércia agindo sobre a bola, e permanece no centro do tubo entre dois riscos.

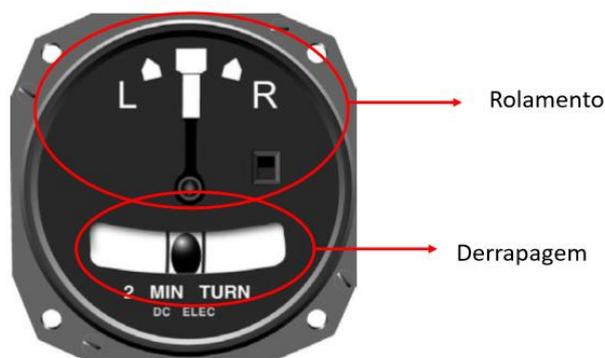


Figura 109: Indicador de curva e derrapagem

8.5 Navegação Inercial

Como mencionado anteriormente, os giroscópios possuem a característica de sempre apontarem para uma mesma direção, característica pela qual é utilizado em diversos instrumentos. Porém, isso traz uma desvantagem pelo fato da Terra estar em movimento de rotação e a aeronave estar sujeita a acelerações aleatórias.

Dessa forma, existem alguns tipos de compensação que uma plataforma giro-estabilizada deve prever para que sua indicação seja sempre o mais precisa possível.

8.5.1 Rotação da Terra

O fato da Terra estar sempre em movimento oeste-leste pode trazer um erro nas medições das plataformas. Por isso, as plataformas giro-estabilizadas devem estar programadas para compensar esse movimento, girando $15,04^\circ/h$ no sentido leste-oeste. Dessa maneira, pode-se garantir que o sentido vertical da plataforma estará sempre apontando para o centro da Terra.

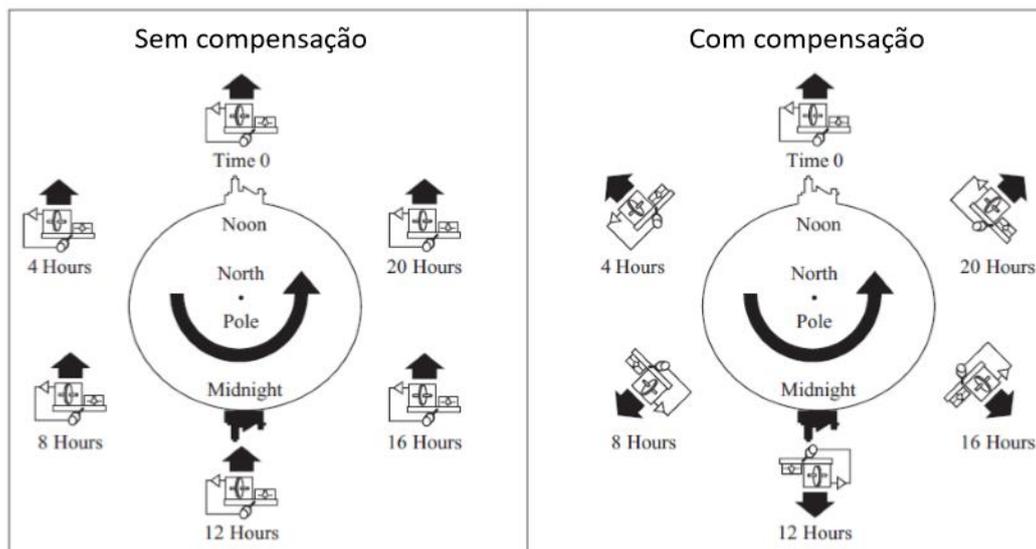


Figura 112: Compensação devido à rotação da Terra

8.5.2 Schuler Tuning

O principal tipo de acelerômetro utilizado em plataformas giro-estabilizadas é o acelerômetro do tipo pêndulo.

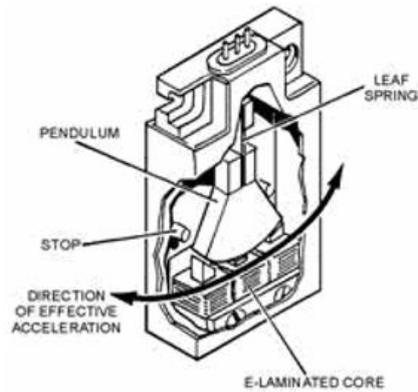


Figura 113: Acelerômetro tipo pêndulo

Sabe-se que um pêndulo é uma massa livre para rotacionar em torno de seu ponto de pivotamento. O centro de gravidade da massa e o ponto de pivotamento forma uma reta que coincide com a direção gravitacional.

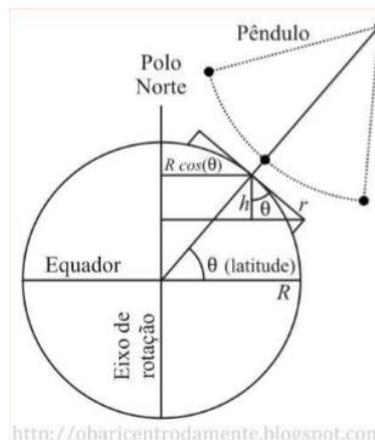


Figura 114: Alinhamento do pêndulo com o centro da Terra

Quando a aeronave está em condição de aceleração ou desaceleração, esse sistema é alterado. O Schuler Tuning é a compensação deste efeito fazendo com que mesmo durante uma aceleração ou desaceleração, o pêndulo do acelerômetro continue a oscilar em torno da direção vertical.

8.5.3 Efeito Coriolis

Quando está em voo, uma aeronave se referencia a um ponto da Terra, que por sua vez está em rotação. Dessa forma, surge uma “força externa” que desvia a rota de uma aeronave que esteja voando na direção norte, alterando sua trajetória.

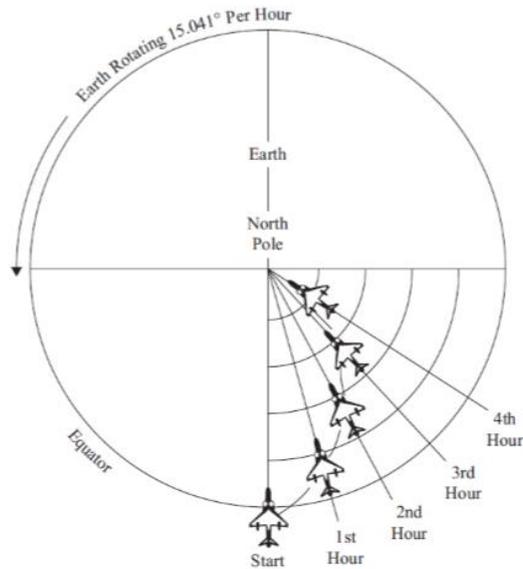


Figura 115: Efeito Coriolis

8.5.4 Achatamento dos Pólos

Como a Terra é levemente achatada nos pólos, em algumas regiões do globo, a direção gravitacional pode não coincidir com o vetor que aponta para o centro do planeta. Este efeito também deve ser compensado para algumas regiões.

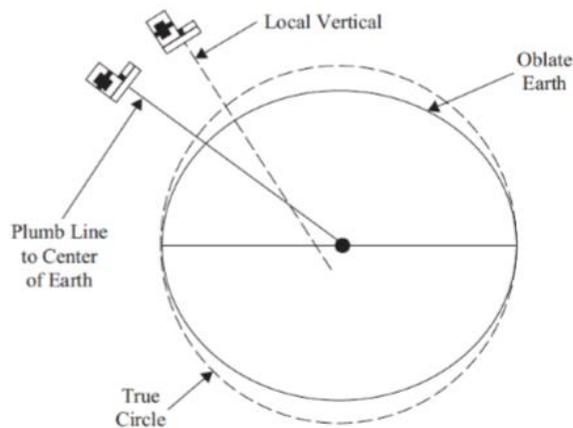


Figura 116: Achatamento dos pólos

8.5.5 Sobrevoos nos Pólos

Considere que uma plataforma giro-estabilizada esteja sempre apontando para o norte. Em uma rota que sobrevoa o polo norte, esta plataforma deveria, instantaneamente, fazer um giro de 180°, o que é fisicamente impossível e traria danos mecânicos ao sistema. Para evitar este problema, ao se aproximar de um dos pólos, a plataforma fica automaticamente desnivelada de um ângulo conhecido, que é compensado na indicação do sistema, até que a aeronave se afaste o suficiente do pólo em questão.

9. Sistema de Auxilio ao Voo

Com o desenvolvimento da eletrônica digital, barateamento de componentes e a simplificação e diminuição do peso dos novos instrumentos, os sistemas das aeronaves mais novas tem se modernizado. Alguns sensores, processadores de sinal e sistemas de indicação possuem melhor precisão e melhor forma de indicação. Neste capítulo será descrito alguns desses novos sistemas.

9.1 Attitude and Heading Reference System (AHRS)

Como os monitores de aeronaves mudaram para novas tecnologias, os sensores que medem as informações mostradas ao piloto também sofreram mudanças significativas. Os tradicionais instrumentos de voo giroscópicos foram substituídos por Attitude and Heading Reference System (AHRS), melhorando a confiabilidade e, assim, reduzindo custos e manutenção.

A função de um AHRS é a mesma dos sistemas giroscópicos, isto é, determinar a atitude da aeronave e indicar sua proa. Um exemplo foi o desenvolvimento do Ring Lase Gyro (RLG), um sistema a laser para medição da aceleração.

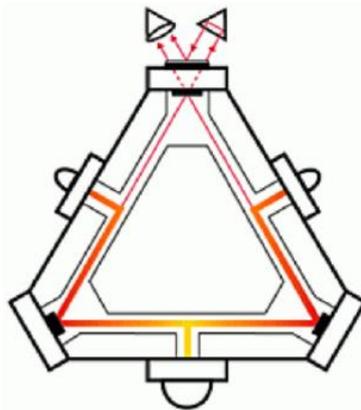


Figura 117: Ring Laser Gyro

Cada sistema desse substitui um giroscópio, e uma plataforma com ao menos três sensores desse tipo podem formar um sistema inercial.



Figura 118: Sistema AHRS

9.2 Air Data Computer (ADC)

Um computador de dados aéreo (ADC em inglês) é um computador de aeronave que recebe e processa a pressão medida no pitot, pressão estática e temperatura para então calcular altitude, velocidade indicada (IAS), velocidade verdadeira (TAS) e temperatura do ar ambiente de maneira muito precisa. O ADC gera essas informações em um formato digital que pode ser usado por uma variedade de sistemas de aeronaves. Cada vez mais, sistemas de aeronaves como pilotos automáticos e sistemas de pressurização, por exemplo, utilizam informações do ADC para realizar suas operações.



Figura 119: Air Data Computer

9.3 Horizontal Situation Indicator (HSI)

O HSI é um indicador de direção que combina a bússola magnética com sinais de navegação VOR/LOC e um glideslope. Isso dá ao piloto uma indicação da localização da aeronave em relação ao percurso escolhido.

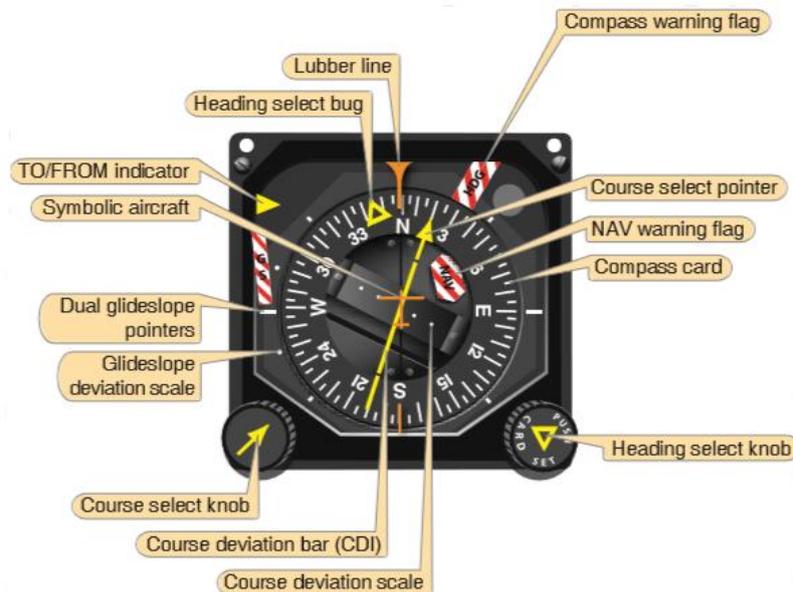


Figura 120: Horizontal Situation Indicator

Na Figura 120, o rumo da aeronave exibida é igual ao Norte ou 360° . A ponta da seta indicando o curso é definido como 20° . O curso desejado é selecionado girando o botão de seleção de curso, que contém a seta indicando o curso. Isto dá ao piloto uma representação pictórica: o símbolo da aeronave fixa e a barra de desvio do curso da aeronave em relação ao percurso selecionado, como se o piloto estivesse acima da aeronave olhando para baixo.

O indicador TO/FROM é um ponteiro triangular. Quando o indicador aponta para a cabeça da seta do percurso, ele mostra que o percurso selecionado, se corretamente interceptado e voado, leva a aeronave para o destino selecionado. Quando o indicador aponta para a cauda da seta do percurso, ele mostra que o percurso selecionado, se corretamente interceptado e voado, leva a aeronave para longe do destino de saída.

O ponteiro de desvio do glideslope indica a relação da aeronave com o glideslope. Quando o ponteiro está abaixo da posição central, a aeronave está acima do glideslope e é necessário um aumento da taxa de descida.

9.4 Attitude Direction Indicator (ADI)

Este instrumento é uma combinação do horizonte artificial giroscópico com outros instrumentos, como o HSI, reduzindo assim, o número de instrumentos separados aos quais o piloto deve dedicar atenção.



Figura 121: Attitude Direction Indicator

9.5 Flight Director System (FDS)

Um Flight Director System combina muitos instrumentos num mesmo monitor digital. Os principais componentes de um FDS incluem um ADI, também chamado nesse caso de Flight Director Indicator (FDI), um HSI, um seletor de modo e um computador de diretor de voo. Esse sistema calcula a atitude e a proa ideais para que a aeronave se mantenha numa determinada condição de voo. Voos nessa condição não inclui atuação do piloto automático. Apenas um auxílio dos processadores da aeronave, que fornecem informações importantes para o voo. A Figura 122 mostra o monitor visto pelo piloto.

9.6 Flight Management System (FMS)

Em meados da década de 1970, os visionários da indústria de aviônicos, como Hubert Naimer, da Universal, e outro, como Ed King Jr., procuravam avançar na tecnologia de navegação de aeronaves. Já em 1976, Naimer tinha uma visão de um “Sistema de Navegação Mestre” que aceitaria entradas de uma variedade de diferentes tipos de sensores numa aeronave e automaticamente forneceria orientação durante todas as fases do voo.

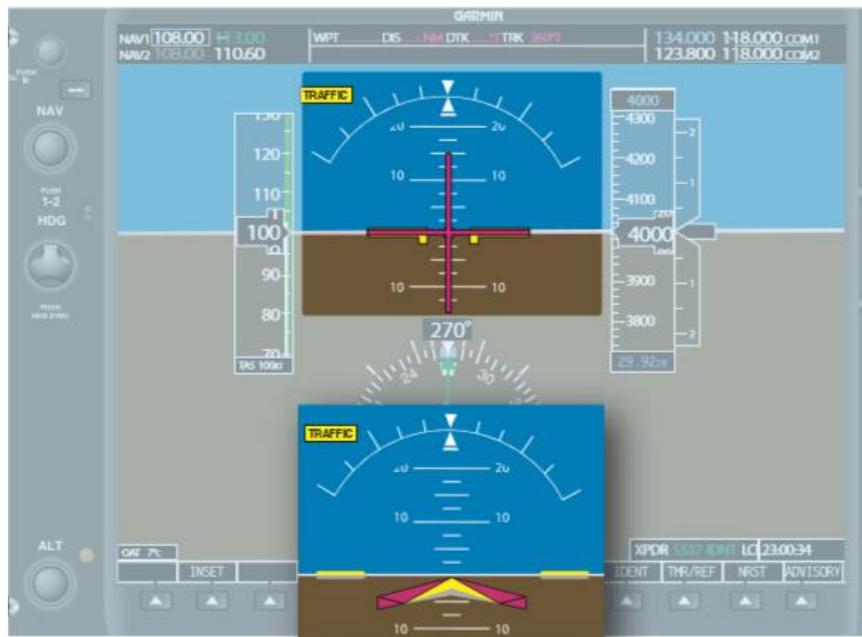


Figura 122: Monitor visto pelo piloto

Naquela época, as aeronaves voavam em distâncias relativamente curtas com sistemas de rádio, principalmente VOR ou ADF. Para sistemas de navegação inercial de longo alcance, Omega, Doppler e Loran eram os sistemas mais comumente usados. Os sistemas de rádio de curto alcance geralmente não ofereciam recursos de navegação por área (RNAV). Os sistemas de longo alcance eram capazes apenas de navegar de ponto a ponto entre os waypoints inseridos manualmente, descritos como coordenadas de longitude e latitude.

O laborioso processo de inserir manualmente dados de latitude e longitude para cada waypoint da rota de voo gerava altas cargas de trabalho para a tripulação e frequentemente resultava em entradas incorretas de dados. O requisito de um painel de controle separado para cada sistema de longo alcance consumia um espaço grande na cabine de voo e aumentava a complexidade da interface dos sistemas com instrumentos de exibição.

O sistema de navegação mestre era um conceito que empregava um computador mestre conectado a todos os sensores de navegação da aeronave. Uma unidade de exibição de controle comum (CDU) em interface com o computador mestre forneceria ao piloto um único ponto de controle para todos os sistemas de navegação, reduzindo, assim, o painel de instrumentos na cabine. O gerenciamento de vários sensores individuais seria transferido dopiloto para o novo computador.

Como os sensores de navegação raramente concordam exatamente com a posição, Naimer acreditava que a combinação de todos os dados disponíveis da posição do sensor por meio de um sistema de filtragem matemática altamente sofisticado produziria uma posição mais precisa da aeronave. Ele chamou a saída do processo de “melhor posição computada”. Ao usar todos os sensores disponíveis para acompanhar a posição, o sistema poderia fornecer prontamente a capacidade de navegação por área. O computador mestre, e não os sensores individuais, seria integrado ao avião, reduzindo bastante a complexidade da fiação.

Para resolver os problemas de entrada manual de waypoints, um banco de dados pré-carregado de informações de navegação global seria prontamente acessível pelo piloto através da CDU. Usando um sistema desse tipo, um piloto poderia construir com rapidez e precisão um plano de voo com dezenas de pontos de referência, evitando a tediosa digitação de dados e evitando erros na introdução das coordenadas de latitude/longitude. O sistema seria capaz de automatizar qualquer aspecto da navegação manual do piloto da aeronave. Quando o primeiro sistema, chamado UNS-1, foi lançado pela Universal em 1982, foi chamado de sistema de gerenciamento de voo (FMS).



Figura 123: CDU usada para o controle do primeiro sistema de gerenciamento de voo

Um FMS usa um banco de dados eletrônico de navegação mundial, incluindo sistemas auxiliares de navegação, vias aéreas e interseções, IAPs (Instrument Approach Procedures), entre outros, que, juntamente com os inputs inseridos pelo piloto, cria um plano de voo. O FMS fornece saídas para vários sistemas de aeronaves, incluindo pista, rumo e distância para o waypoint ativo, desvio de rumo lateral e dados relacionados ao sistema de orientação de voo para os visores HSI e comando de rolar para o sistema de piloto automático. Isso permite que as saídas do FMS comandem o avião para onde ir e quando e como girar/virar. Para suportar a adaptação a vários tipos de aeronaves, um FMS geralmente é capaz de receber e transmitir dados analógicos e digitais. Atualmente, os bancos de dados de navegação eletrônica são atualizados a cada 28 dias.

A introdução do Sistema de Posicionamento Global (GPS) forneceu uma posição extremamente precisa a baixo custo, tornando o GPS o sensor de navegação dominante do FMS atualmente. Alguns sistemas interagem com um canal receptor DME (Distance Measuring Equipment). Nesses sistemas, o FMS obtém informações de distância usando a posição da aeronave e a trocando informações diversos DMEs espalhados pela rota. O FMS compensa a altitude da aeronave e a altitude da estação com o auxílio do banco de dados para determinar a distância precisa até cada estação DME. Com as distâncias de vários locais, o FMS pode calcular uma posição quase tão precisa quanto o GPS.

Nairer visualizou o controle de aeronaves tridimensionais com um FMS. Os sistemas modernos oferecem Navegação Vertical (VNAV) e Navegação Lateral (LNAV), permitindo que o piloto crie um perfil de voo vertical sincronizado com o plano de voo lateral. Ao contrário dos sistemas anteriores, como os Sistemas de Referência Inercial (IRS), que eram adequados

apenas para navegação em rota, o moderno FMS pode guiar uma aeronave durante as aproximações por instrumentos.

Hoje, um FMS oferece não apenas recursos de navegação em tempo real, mas também interfaces com outros sistemas de aeronaves, fornecendo gerenciamento de combustível, controle de briefing de cabine e condições meteorológicas.

Com a modernização das tecnologias, redução dos custos e aumento da confiabilidade, a maioria das informações são mostradas ao piloto por meio de uma tela digital como forma de auxílio ao voo. A tela digital oferece muitas vantagens como ser mais leve, mais confiável, sem partes móveis que se desgastam, consumindo menos energia e substituindo vários indicadores mecânicos por um único visor de vidro.

9.7 Primary Flight Display (PFD)

Os PFDs proporcionam maior consciência situacional ao piloto, substituindo os seis instrumentos tradicionais usados para voo de instrumentos por um visor de fácil leitura que fornece horizonte, velocidade, altitude, velocidade vertical, tendência, compensação, taxa de giro, entre outros.



Figura 124: Exemplos de Primary Flight Display

Alguns sistemas possuem o recurso de Synthetic Vision, que fornece uma representação realista da aeronave em relação ao terreno da trajetória de voo.



Figura 125: Synthetic Vision

9.8 Multi-Function Display (MFD)

De forma adicional ao PFD, aeronaves modernas possuem também o MFD, que fornece informações geral sobre navegação (mapas, cartas de navegação, etc), sobre a aeronave (sistemas, condições, etc) e sobre o voo (meteorologia, informações básicas, etc). Pode servir inclusive como backup do PFD, já que os dois mostram informações redundantes.



Figura 126: Multi-Function Display

9.9 Engine Indicating and Crew Alert System (EICAS)

É uma tela que fornece informações sobre os motores, comandos primários de voo e alertas de falha para a tripulação.

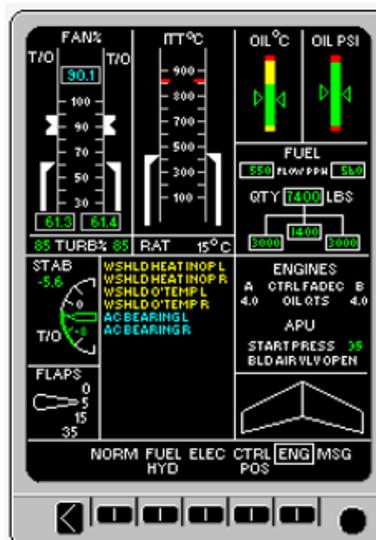


Figura 127: Engine Indicating and Crew Alert System

9.10 Automatic Dependent Surveillance – Broadcast (ADS-B)

É um sistema em fase final de desenvolvimento, mas que possui um conceito simples: as aeronaves em geral transmitem sinais regularmente que possuem sua posição (como latitude, longitude e altitude), velocidade e outras informações. Outras aeronaves ou sistemas podem receber essas informações para usar numa ampla variedade de aplicações. A chave para o ADS-B é o GPS, que fornece a posição tridimensional da aeronave.

Como exemplo simplificado, considere um radar de tráfego aéreo. O radar mede a distância e a proa de uma aeronave. A proa é medida pela posição da antena de radar rotativa, que envia um sinal que é captado pelo radar. E a distância é medida pelo tempo que o radar leva para receber esse sinal.

Um sistema baseado em ADS-B, por outro lado, fornece, para a estação em solo, estas informações baseadas no sinal do GPS e as utiliza para o tráfego aéreo.

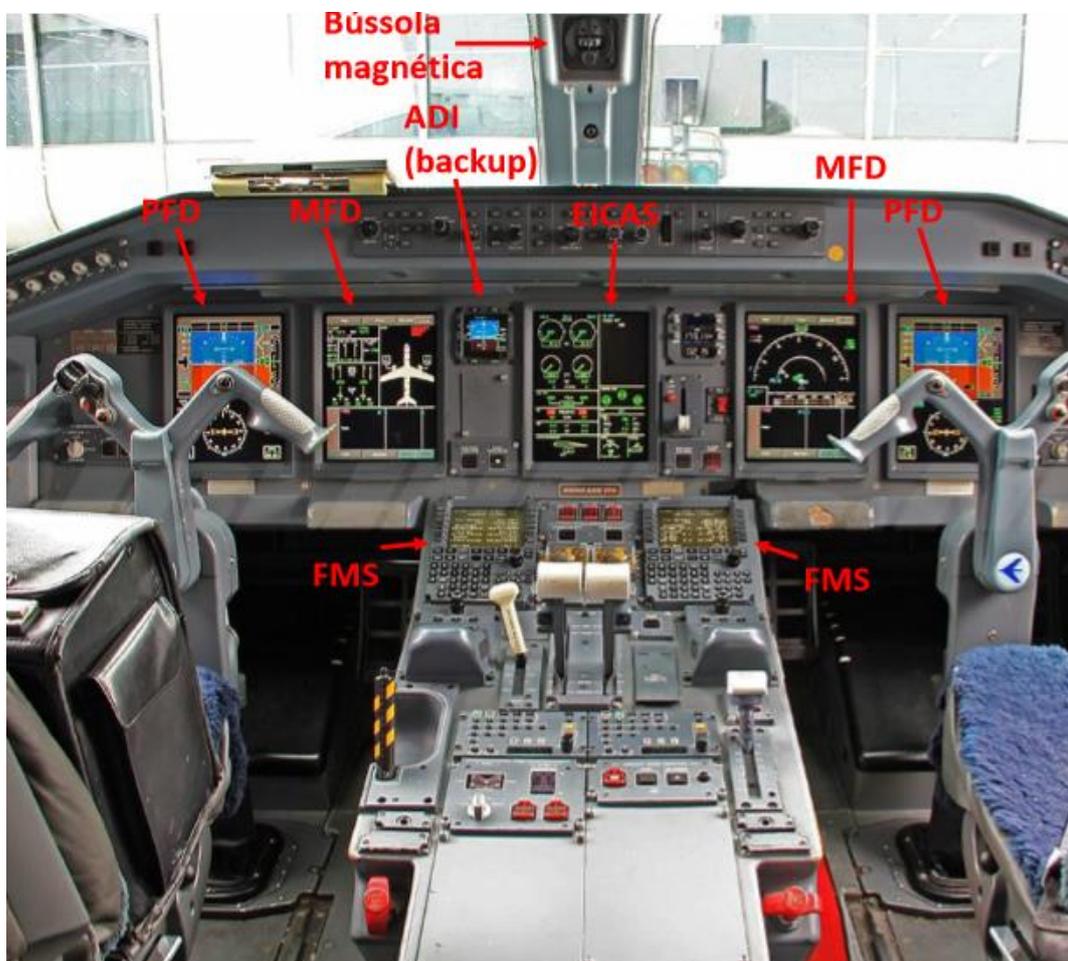


Figura 128: Posição no painel da cabine dos sistemas apresentados

9.11 Rádio Altimetro

Um rádio altímetro é um sistema de segurança usado para medir e exibir com precisão a altura acima do terreno, diretamente abaixo da aeronave. Ele envia um sinal para o chão e

processa a informação cronometrada. Sua principal aplicação é fornecer informações precisas de altitude absoluta ao piloto durante a aproximação e o pouso.



Figura 129: Aeronave emitindo um sinal via radar

9.12 Traffic Advisory Systems

9.12.1 Traffic Information System (TIS)

O Traffic Information System (TIS) é um serviço terrestre que fornece informações para a cabine de comando por meio de enlace de dados usando o transponder de modo S e o codificador de altitude. O TIS melhora a segurança e a eficiência do voo através de um mostrador automático que informa o piloto do tráfego nas proximidades. O monitor pode mostrar a localização, direção, altitude e a tendência de subida/descida de outras aeronaves equipadas com transponder. O TIS fornece informações estimadas de posição, altitude, tendência de altitude e pista de terra para várias aeronaves simultaneamente, em aproximadamente 7 NM na horizontal, 3500 pés acima e 3500 pés abaixo da aeronave.

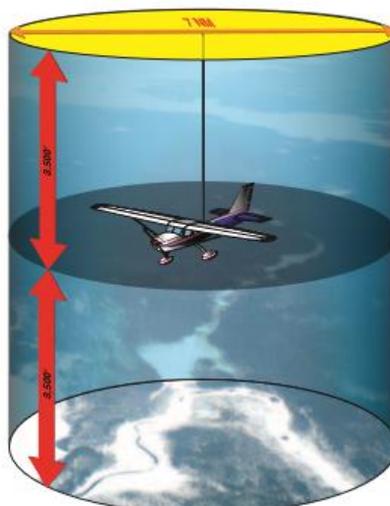


Figura 130: Alcance do sinal do equipamento

Estes dados podem ser exibidos em uma variedade de MFDs, como mostra a Figura 131.

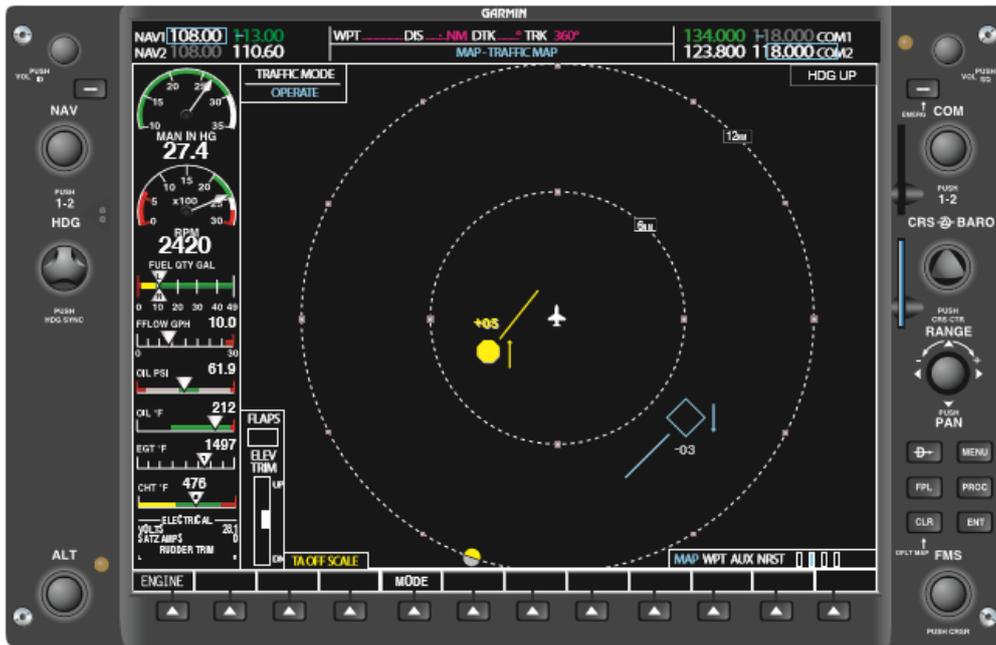


Figura 131: Multi-Function Display com as aeronaves no mostrador

9.12.2 Traffic Alert Systems

Os sistemas de alerta de tráfego recebem informações de transponder de aeronaves próximas para ajudar a determinar sua posição relativa. Eles fornecem localização tridimensional de outras aeronaves, evitando a colisão de aeronaves.

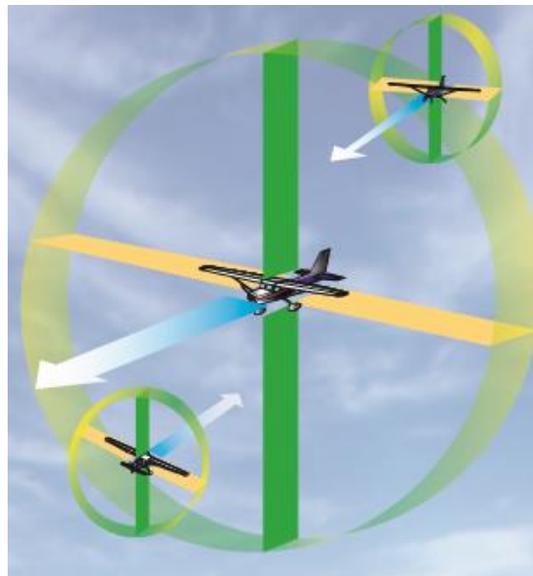


Figura 132: Sistema de Alerta de tráfego

9.12.3 Traffic Alert and Collision Avoidance System (TCAS)

O TCAS é um sistema aerotransportado desenvolvido pela FAA que opera independentemente do sistema ATC baseado em terra. O TCAS foi projetado para aumentar a consciência situacional de voo de aeronaves próximas e para servir como uma “última linha de defesa” para a prevenção de colisões no ar.

Existem dois níveis de sistemas TCAS. O TCAS I foi desenvolvido para acomodar a comunidade da aviação geral e as companhias aéreas regionais. Este sistema emite alertas de tráfego (TAs) para auxiliar os pilotos na aquisição visual de aeronaves de intrusão. O TCAS I fornece aproximação e altitude relativa de aeronaves com um alcance selecionável. Ele fornece ao piloto o TA, alertando-o para um tráfego potencialmente conflitante. O piloto então pela tela pode ver o tráfego e toma as medidas apropriadas para evitar colisões.

O TCAS II é um sistema mais sofisticado que fornece as mesmas informações do TCAS I. Ele também analisa o percurso de voo projetado da aeronave em questão e emite alertas de resolução ao piloto para resolver possíveis colisões no ar. Além disso, ao se comunicar com outra aeronave equipada com o TCAS II, os dois sistemas coordenam os alertas de resolução fornecidos às respectivas tripulações de voo.

9.13 Terrain Alerting Systems

9.13.1 Ground Proximity Warning System (GPWS)

Uma aplicação inicial de tecnologia para reduzir o voo controlado em terreno foi o GPWS. É usado pelas companhias aéreas desde o início dos anos 70, o GPWS usa o altímetro de rádio, a velocidade e a altitude barométrica para determinar a posição da aeronave em relação ao solo. O sistema usa essas informações para determinar a liberação da aeronave acima da Terra e fornece previsibilidade limitada sobre a posição da aeronave em relação ao terreno em ascensão. Ele faz isso com base em algoritmos dentro do sistema desenvolvido pelo fabricante para diferentes aviões ou helicópteros. No entanto, em áreas montanhosas, o sistema é incapaz de fornecer informações preditivas devido à inclinação repentina encontrada.

Essa incapacidade de fornecer informações preditivas foi evidenciada em 1999, quando um DH-7 caiu na América do Sul. A tripulação tinha um GPWS a bordo, mas a subida repentina do terreno tornou-o ineficaz.

9.13.2 Terrain Awareness and Warning System (TAWS)

Um TAWS usa posicionamento GPS e um banco de dados de terreno e obstruções para fornecer a verdadeira previsibilidade do terreno e obstáculos próximos. Os avisos que fornece aos pilotos são auditivos e visuais, instruindo o piloto a tomar atitudes específicas.

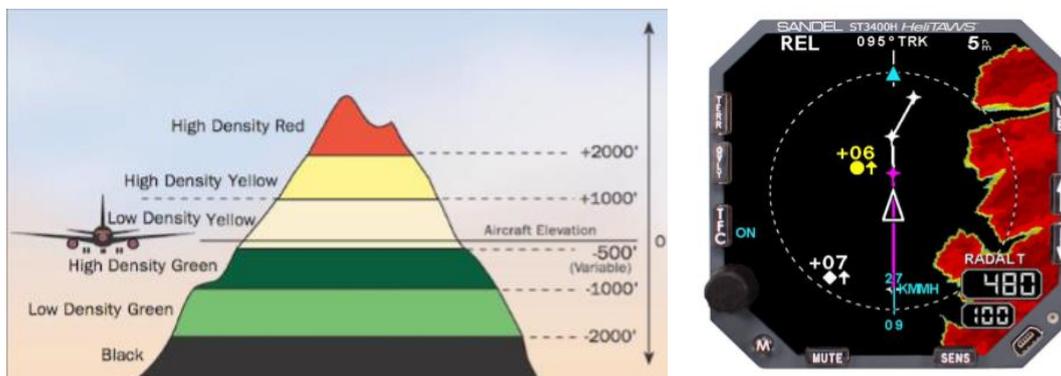


Figura 133: Sistema de alerta de terreno

10. Instrumentos de Aviônica Militar

No meio militar, uma importante vantagem é atacar e invadir sem ser percebido. Por isso, desenvolveu-se diversos métodos de camuflagem, principalmente durante a segunda guerra mundial. No meio aeronáutico, recorreu-se inicialmente às imagens baseadas em calor para suprir essa necessidade, já que era uma tecnologia que vinha sendo desenvolvida desde o século XIX.

10.1 Imageamento Infravermelho

A radiação infravermelha é emitida por todos os corpos cuja temperatura está acima do zero absoluto em forma de radiação térmica. A radiação infravermelha é aquela que está abaixo da frequência da radiação da luz vermelha do espectro visível. É a parte do espectro com comprimento de onda entre 0,8 e 1000 μm .

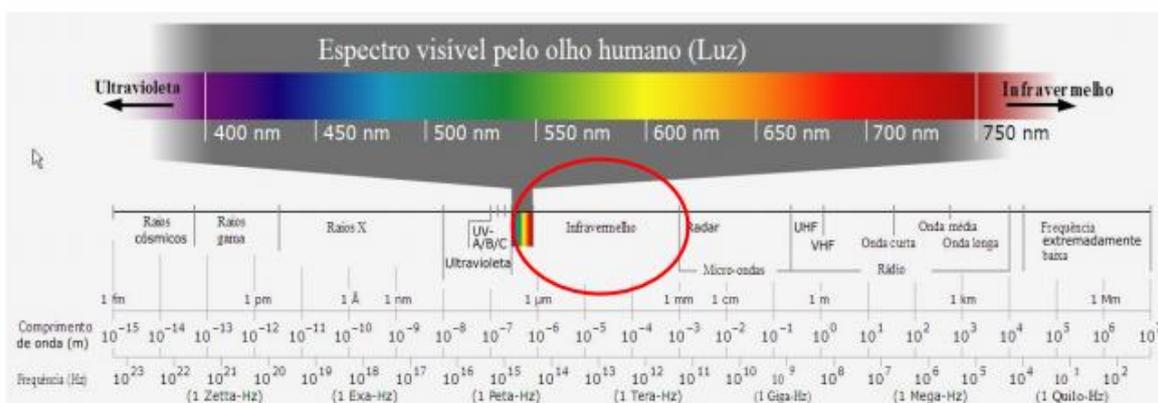


Figura 134: Espectro eletromagnético

A radiação infravermelha é dividida em:

- Curta: 0,8 a 1,5 μm
- Média: 1,5 a 5,6 μm
- Longa: 5,6 a 1000 μm

Quando maior a temperatura, menor é o comprimento de onda irradiado. Para temperaturas abaixo de 5000 K, a radiação infravermelha é maior que a radiação visível. Este fato é ilustrado pela Figura 135. Cada faixa da do infravermelho possui uma aplicação de interesse diferente.

Equipamentos de visão infravermelha são interessantes para o uso militar porque a radiação térmica não necessita de meio material para propagar e todo objeto emite radiação térmica. Além disso, atravessa facilmente a maioria dos gases, embora dificilmente atravessa sólidos ou líquidos.

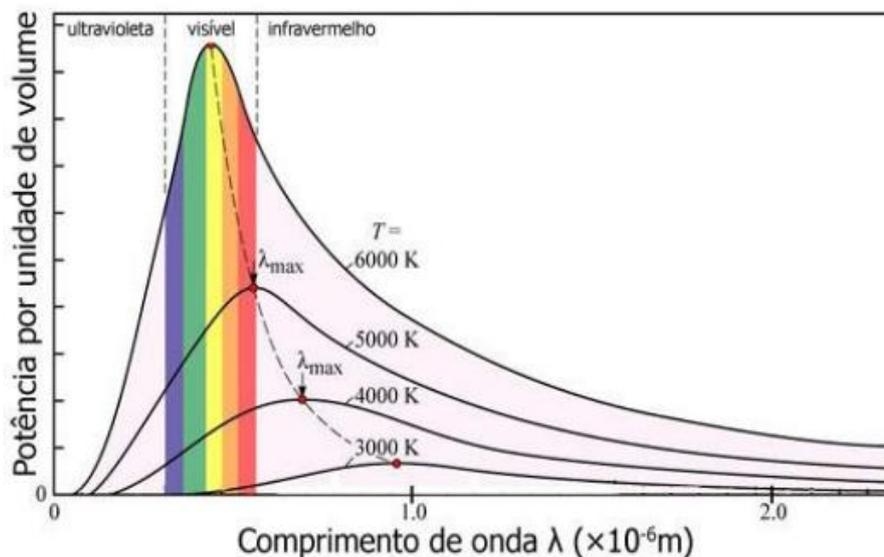


Figura 135: Comprimentos de onda por potência por unidade de volume

A energia total irradiada por um corpo é dada pela seguinte equação:

$$W = \alpha W + \rho W + \tau W$$

Onde:

- α é o coeficiente de absorção;
- ρ é o coeficiente de reflexão;
- τ é o coeficiente de transmissão;

Sendo:

$$\alpha + \tau + \rho = 1$$

A câmera capta radiação térmica emitida pelo objeto e processa de forma a gerar imagens baseadas em radiação. O detector térmico de uma câmera deste tipo é uma matriz de sensores onde cada um deles capta a temperatura e gera um pixel na imagem. Dependendo da resolução da câmera a matriz pode ter 160x120 a 1024x1024 sensores. Com essas características é possível se detectar todo o espectro de temperaturas distribuídas ao longo de uma estrutura. Vide Figura 136.

Equipando as aeronaves com câmeras infravermelhas, ela pode indentificar alvos escondidos, fazer missões de resgate, etc.

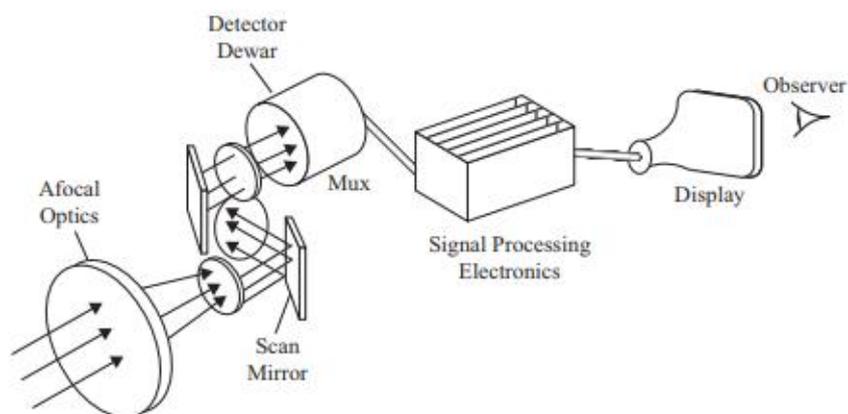
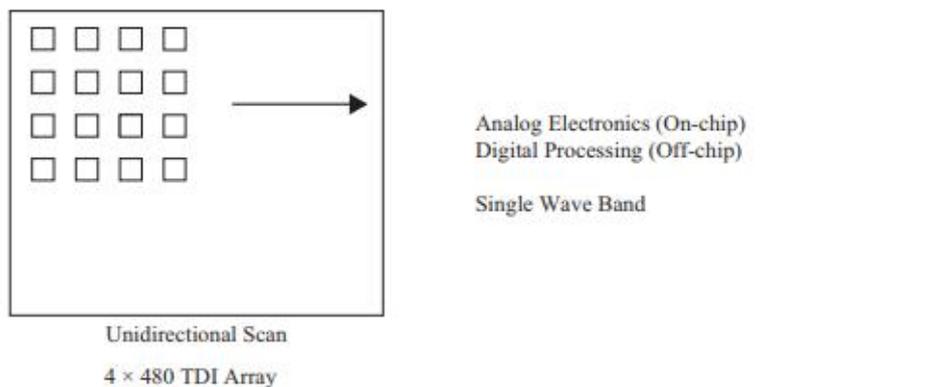


Figura 136: Sistema ótico de uma câmera infravermelha



Figura 137: Aeronaves equipadas com câmaras infravermelhas

Para instalar uma câmara infravermelha em uma aeronave, aspectos como flutter, esforços estruturais do peso da câmara, compatibilidade eletromagnética com outros instrumentos e com a instalação elétrica, integração do sistema com as tela da aeronave e estabilidade da câmara que está sujeita a vibração e manobras da aeronave devem ser estudados e analisados para sua implantação.

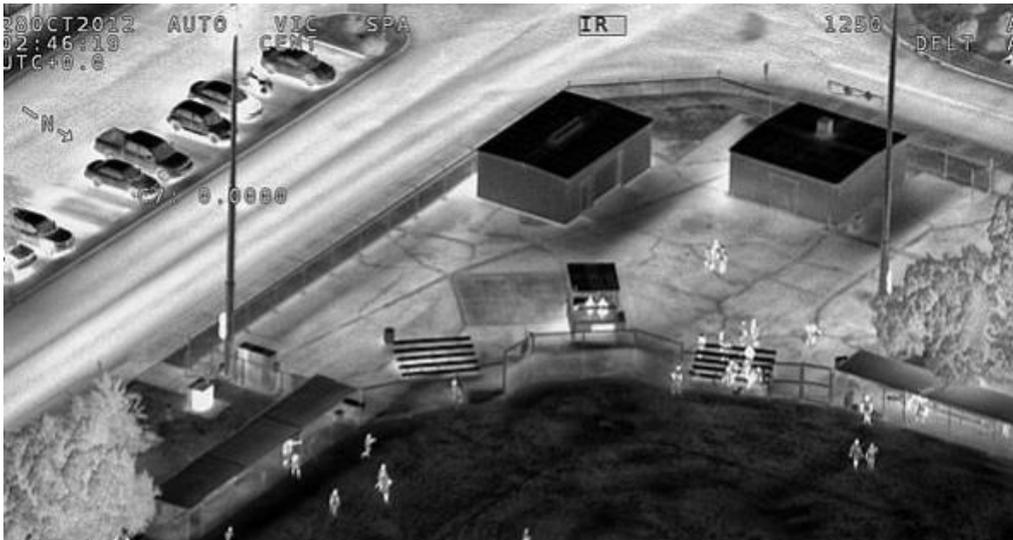


Figura 138: Imagem infravermelha vista pela aeronave

Uma outra aplicação de sensores infravermelhos é em mísseis, que são guiados por calor. Os sensores podem detectar a fonte de calor e perseguí-la. São geralmente usados para destruir aeronaves inimigas.

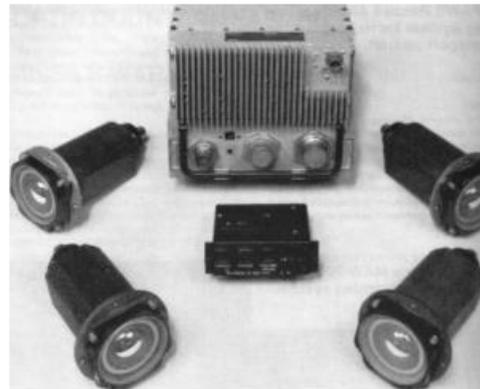


Figura 139: Mísseis e sensores infravermelhos

Uma estratégia utilizada para despistar os mísseis são os *flares*, que são em sua maioria peletes de magnésio que queimam a temperaturas acima de 2000 °C, mais quentes que os bocais de saída de ar dos motores, o que confunde o míssil e evita que acerte a aeronave.



Figura 140: Avião liberando flares

10.2 Night Vision Goggles

Em alguns casos, o uso de imagens térmicas não são suficientes para detecção de alvos, já que podem se tratar de objetos que não possuem contraste térmico. Nesses casos, o uso de NVGs (Night Vision Goggles), ou Óculos para Visão Noturna, é uma opção bastante pertinente. O nome NVG se aplica também a outros dispositivos, que não sejam óculos, como binóculos ou câmeras, podendo ser chamados nesse caso de NVD (Night Vision Devices).

Os óculos de visão noturna são dispositivos que tornam um objeto mais visível em níveis baixos de luz. Muitas vezes chamados de intensificadores de imagem, esses dispositivos fazem uso da luz ambiente disponível, visível ou próxima da energia de infravermelho refletida no objeto, e amplifica a luz. O desempenho desses sistemas está diretamente relacionado à quantidade de luz ambiente disponível.

Os fótons de luz incidem numa placa fotocatódica, onde a chegada de luz libera elétrons. Esses elétrons batem numa placa de microcanal de alta voltagem e aumentam em número e velocidade, batendo enfim numa tela de fósforo verde, gerando a imagem. Quanto mais luz, mais elétrons são liberados, tornando mais clara a região da imagem.

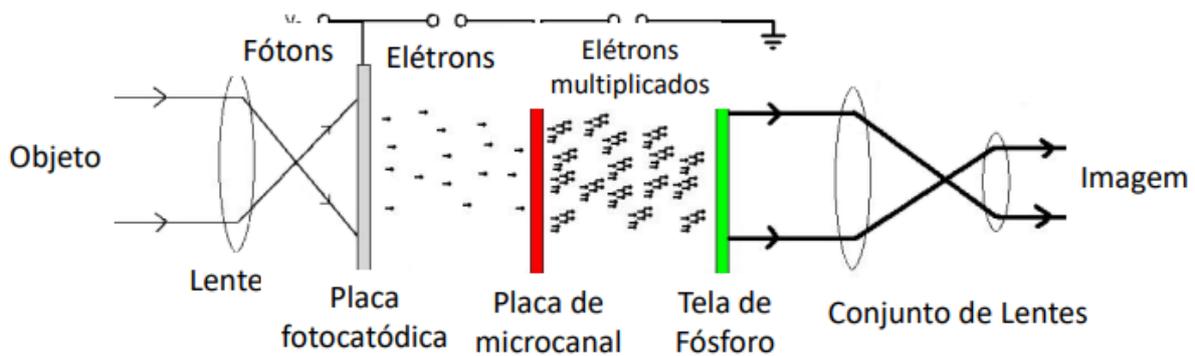


Figura 141: Princípio de funcionamento



Figura 142: Night Vision Goggles

10.3 Head-up Display (HUD)

Durante a Segunda Guerra Mundial, as aeronaves de ataque possuíam alças de mira em seu armamento, melhorando consideravelmente sua precisão de tiro.

Com o aumento do desempenho das aeronaves, tais dispositivos não supriam mais a necessidade de precisão, sendo criados dispositivos eletrônicos para auxílio. Para facilitar o ataque, criou-se uma forma do piloto poder controlar a aeronave, olhando para fora, e utilizar a mira eletrônica, olhando os instrumentos, ao mesmo tempo. A partir de meados da década de 70, foram criados os Head-up Display na forma que conhecemos hoje.



Figura 143: Head-Up

O HUD capta as informações do sistema aviônica digital (AHRS, ADC, sistema de ataque, etc), simplifica a imagem e transforma numa imagem de raios catódicos e projeta numa tela semitransparente em frente ao piloto.

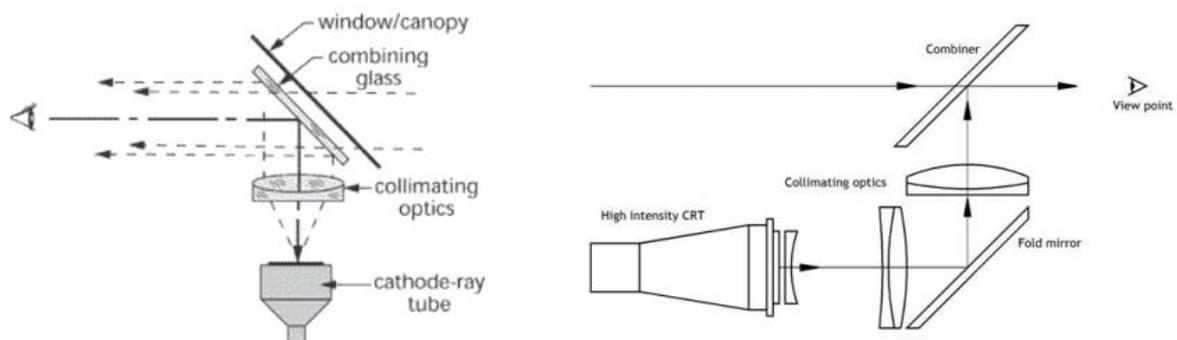


Figura 144: Princípio de funcionamento

Alguns modelos são de HUD são montados no próprio capacete do piloto.



Figura 145: HUD instalados nos capacetes dos pilotos

Bibliografia

[1] FAA-H-8083-15B – Instrument Flying Handbook

[2] Moir, I.; Seabridge, A.; Jukes, M. – Civil Avionic Systems, John Wiley & Sons, 2nd edition.

[3] Moir, I.; Seabridge, A. – Military Avionic Systems, John Wiley & Sons.

[4] Bidinotto, J. H. - Notas de aula