



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

Curso de Formação de Oficiais - RC
Curso de Formação de Sargentos - QP
Curso de Formação de Praças - RC

COMPÊNDIO

ESTRUTURAS E SISTEMAS DE AERONAVES

EPR: CAP António Fernandes

CCF 332-1

Junho 2008






S. R.
MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL
FORÇA AÉREA PORTUGUESA
CENTRO DE FORMAÇÃO MILITAR E TÉCNICA

CARTA DE PROMULGAÇÃO

JUNHO 2008

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

COMANDANTE

Vítor Manuel Alves Francisco

COR/PILAV

REGISTO DE ALTERAÇÕES

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

Cursos:	Curso de Formação de Oficiais – RC Curso de Formação de Sargentos – QP Curso de Formação de Praças - RC
Nome do Compêndio:	Estruturas e Sistemas de Aeronaves
Disciplina:	Estruturas e Sistemas
Data de elaboração:	Abril 2008
Elaborado Por:	CAP/TMMA António Fernandes
Verificado Por:	Gabinete da Qualidade da Formação
Comando G. Formação:	TCOR/ ENGAER Lourenço da Saúde 
Director de Área:	MAJ/ TMMEL Abílio Carmo 
Director de Curso:	CAP/ TMMA António Fernandes 
Formador:	CAP/TMMA Fernandes, 1SAR/MMA Henriques, 1SAR/MMA Aginaldo, 1SAR/ MMA Corro

ATENÇÃO:

Esta publicação destina-se a apoiar os formandos a frequentarem os Cursos de Formação de Oficiais, Sargentos e Praças na disciplina de Estruturas e Sistemas de Aeronaves.

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

ÍNDICE

INTRODUÇÃO	11
ESTRUTURAS	13
CARGAS NA ESTRUTURA	13
Cargas Básicas.....	13
Tração.....	13
Compressão	13
Corte	14
Cargas Combinadas	14
Tensão (Stress)	14
Deformação (Strain).....	14
Tensão Axial.....	15
Tensão Radial	15
FACTORES DE SEGURANÇA ESTRUTURAL	16
Carga Limite de Projecto (Design Limit Load – DLL)	16
Prova de Carga	16
Carga Última de Projecto (Design Ultimate Load – DUL)	16
Factor de Segurança	16
Fadiga	17
Fluência	18
Vida Segura	18
Segurança Estrutural.....	18
Tolerância de Danos Estruturais.....	18
Ciclo de Serviço	18
Componente Crítico.....	18
Estrutura Primária.....	18
Estrutura Secundária.....	19
Estrutura Terciária	19
ESTAÇÕES DA FUSELAGEM (FUSELAGE STATION – FS)	19
Estação de Fuselagem (Fuselage Station – FS)	19
Linha de Água (Water Line – WL).....	19
Linha de Dorso (Buttock Line – BL).....	20
PROTECÇÃO CONTRA DESCARGAS ATMOSFÉRICAS	21
Efeitos das Descargas na Aeronave.....	21
Efeitos Directos	21

Efeitos Indirectos	22
Requisitos de Protecção	22
Formas de Protecção da Estrutura.....	22
Formas de Protecção do Sistema de Combustível.....	24
LIMPEZA DE SUPERFÍCIES	24
Procedimentos Antes da Lavagem	24
Cuidados a Ter Antes da Lavagem	24
Limpeza de Superfícies não Metálicas.....	25
FUSELAGEM	25
Tipos de Fuselagem	26
Fuselagem em Viga Armada.....	26
Fuselagem Monocoque	27
Fuselagem Semi-monocoque	28
Outros Aspectos de Construção da Fuselagem	28
Ligação dos Motores à Asa e à Fuselagem	30
Janelas da Cabina de Pilotagem	30
Janelas do Compartimento de Passageiros.....	31
Portas	32
Classificação das Aeronaves Quanto ao Número de Fuselagens	33
ASAS	34
Corda e Corda Média	34
Envergadura da Asa	34
Razão de Aspecto.....	34
Ângulo de Diedro.....	34
Ângulo de Regressão Alar	35
Classificação das Aeronaves Quanto ao Número de Planos	36
Classificação das Aeronaves em Relação ao Modo de Fixação dos Planos.....	37
Cantiliver	37
Semi-cantiliver.....	37
Contraventada	37
Classificação das Aeronaves em Relação à Disposição dos Planos.....	38
Classificação das Aeronaves em Relação à Forma dos Planos	39
Construção da Asa	40
Construção da Asa Convencional	41
Longarinas	41
Nervuras.....	42
Réguas de Bordo de Ataque e de Bordo de Fuga.....	43
Barras de Compressão e Diagonais.....	43

Revestimento	43
Construção da Asa de Alguns Modelos de Aviões Modernos.....	44
Ligação da Asa à Fuselagem e do Motor à Asa.....	46
SUPERFÍCIES ESTABILIZADORAS	47
SUPERFÍCIES DE CONTROLO DE VOO	49
Momentos em Torno dos Eixos de Referência da Aeronave.....	50
Superfícies de Controlo de Voo Primárias	51
Ailerons	51
Leme de Direcção.....	53
Leme de Profundidade.....	53
Equilíbrio Estático e Dinâmico das Superfícies de Controlo de Voo	53
Eixo Interior	54
Ponta de Balanço	54
Balanço Interno	55
Compensador de Balanço	56
Anti-compensador de Balanço.....	56
Servo Compensador.....	56
Servo Compensador com Mola	57
Transmissão de Movimento às Superfícies de Controlo de Voo Primárias.....	57
Sistema Mecânico.....	58
Sistema Hidromecânico.....	62
Sistema Hidroeléctrico	62
Unidade de Sensibilidade Artificial.....	65
Unidade com Molas.....	66
Sistema “Pitot-Static”	66
Sistema “Hidraulic Q-Fell”	67
Sistema “Hidraulic Q-Fell” com Mola	67
Superfícies de Controlo de Voo Secundárias – Compensadores	68
Compensadores Fixos.....	69
Superfícies de Controlo de Voo Auxiliares	70
Flaps	71
Fendas de Bordo de Ataque.....	75
Spoilers.....	76
TREM DE ATERRAGEM	78
Trens Fixos	79
Trens Retracteis	79
Amortecimento de Cargas	79
Discos de Borracha.....	79

Pernas em Mola de Aço	79
Barra de Torção.....	80
Amortecedores Óleo-pneumáticos	81
Localização do Trem na Aeronave	83
Trem Convencional.....	83
Trem em Triciclo	84
Trem Principal	85
Configuração do Trem Principal.....	86
Trem de Nariz	88
Oscilação Sinusoidal da Roda de Nariz	89
Portas do trem	90
Subida e Descida do Trem	91
Sistema Eléctrico	91
Sistema Hidráulico.....	91
Sistema Pneumático	91
Descida de Emergência.....	92
Indicação da Posição do Trem	92
Aviões Ligeiros.....	93
Aviões Pesados	93
Sistemas de Segurança.....	94
Dispositivos de Aviso em Voo.....	95
RODAS.....	96
Rodas de Corpo Único.....	96
Roda de Aba Destacável	96
Roda Dividida.....	97
Fusíveis	97
PNEUS	98
Regiões do Pneu.....	98
Estrutura do Pneu	98
Pneus “Tubless”	99
Rasto do Pneu	100
Marca de Escorregamento ou de Deslizamento	100
Características do Pneu	100
Pressão dos Pneus	101
Marcas de Desgaste.....	102
Furo de Ventilação.....	102
Derrapagem (“Aquaplaning”).....	103
Danos nos Pneus	104

TRAVÕES.....	105
Travões de Disco Único	105
Travões de Discos Múltiplos	107
Unidade de Ajuste Automático.....	107
Monitorização da Temperatura.....	108
Arrefecimento do Bloco de Travões.....	108
Operação do Sistema de Travões.....	109
Sistema Anti-derrapagem	110
Travões Automáticos.....	110
Sistema de Emergência.....	111
SISTEMAS.....	113
SISTEMA HIDRÁULICO.....	113
Óleos Hidráulicos	113
Óleo de Origem Vegetal	113
Óleo de Origem Mineral.....	114
Óleo Sintético	114
Princípios de Hidráulica – Lei de Pascal	114
Prensa Hidráulica.....	114
Sistema Hidráulico Passivo	115
Sistema Hidráulico Activo.....	116
Sistema Hidráulico Básico.....	116
Componentes do Sistema	117
Actuadores.....	118
Dispositivos de Controlo de Fluxo	119
Dispositivos de Controlo de Pressão	128
Bombas Hidráulicas.....	130
Filtros	133
Acumuladores Hidráulicos	134
Vedantes	136
Reservatórios	136
Motores Hidráulicos	138
Trocadores de Calor	138
Fusíveis Hidráulicos	139
Turbina de Ar de Embate.....	140
Monitorização.....	140
SISTEMA DE COMBUSTÍVEL.....	143
Combustíveis de Aviação	143
Avgas.....	143

Avtur	143
Aditivos Utilizados no Combustível	144
Arquitetura do Sistema (Componentes)	144
Sistema de Alimentação por Gravidade	144
Sistema de Alimentação por Pressão	144
Depósitos de Combustível	146
Depósitos Flexíveis	146
Depósitos Integrais	147
Depósitos Suplementares	147
Válvulas “Flapper” e Tubos Perculadores	148
Combustível Não Usado	149
Ventilação e Pressurização dos Depósitos	149
Medição da Quantidade de Combustível	151
Medição Através da Variação da Posição de uma Bóia	151
Medição por Variação Capacitiva	152
Sensores de Nível	153
Tubagens de Combustível	154
Bombas de Combustível	154
Bombas Principais	155
Bombas Auxiliares	155
Bombas de Transferência	155
Válvulas	156
Válvulas Selectoras	156
Válvulas de Corte de Baixa Pressão	156
Válvulas de Corte de Alta Pressão	156
Válvulas de Sucção	156
Válvulas de Alimentação Cruzada	157
Reabastecimento e Retirada de Combustível	158
Bocal de Enchimento	158
Abastecimento por Ponto Único	158
Largada de Combustível	161
Monitorização do Sistema de Combustível	161
SISTEMA PNEUMÁTICO	162
Sangria de Ar do Motor	163
SISTEMA DE AR CONDICIONADO E DE PRESSURIZAÇÃO	165
Finalidade	165
Regulação da Temperatura do Ar	165
Regulação da Humidade Relativa	165
Separador de Água	165

Tipos de Sistemas	166
Sistema de Ar de Embate.....	166
Utilização de Compressores	168
Sangria de Ar do Motor	169
Ciclo de Arrefecimento do Ar	169
Sistema de Arrefecimento por Ciclo de Ar.....	169
Sistema de Arrefecimento por Ciclo de Vapor.....	172
Regulação da Temperatura do Ar Fornecido Para a Cabina.....	173
Distribuição do Ar	174
Pressurização	174
Altitude de Cabina.....	175
Máximo Diferencial de Pressão.....	175
Razão de Variação de Pressão	176
Segurança do Sistema.....	176
Regulação da Pressão	176
Regulador Pneumático.....	176
Regulador Electro-pneumático	176
Regulador Electrónico	177
Monitorização do Sistema de Pressurização.....	179
Vedação da Pressurização	180
Descompressão	180
SISTEMA DE PROTECÇÃO CONTRA INCÊNDIOS	181
Finalidade	181
Sistemas de Detecção de Incêndio e de Sobreaquecimento.....	181
Detectores Bimetálicos	181
Detectores Tubulares “Fenwal”	182
Detectores Tubulares “Walter Kidle”	183
Detectores Fotoeléctricos	183
Detector de Gás	183
Aviões de Caça e Treino.....	184
Aviões Pesados.....	185
Sistemas de Extinção de Incêndio	185
Extintores Fixos.....	186
Extintores Portáteis.....	188
Chapas Pára-Fogo.....	189
Sistemas de Detecção de Fumos.....	189
Detectores de Fumo	190
Detectores Fotoeléctricos	190
Detector de Ionização	191

SISTEMA DE DEGELO E DE ANTI-GELO	192
Formação de Gelo	192
Detecção da Formação de Gelo em Voo	193
Detector Visual	194
Sensor de Pressão	194
Sensor de Torque	195
Haste de Vibração	196
Emissor e Receptor de Partículas Beta	197
Protecção Contra o Gelo	197
Protecção de Bordos de Ataque	197
Processo Pneumático	197
Degelo Através de Líquidos	199
Anti-gelo e Degelo Térmicos	200
Protecção das Entradas de Ar dos Motores de Turbina	201
Sistema Anti-gelo Através de Ar Quente	202
Sistema de Degelo e Anti-gelo Eléctrico	202
Protecção de Hélices	203
Utilização de Líquidos	203
Utilização de Resistências Eléctricas	204
Sistemas de Protecção dos Vidros da Cabina de Pilotagem	205
Aquecimento dos Tubos de Pitot	205
Outros Componentes com Sistemas de Degelo e Anti-gelo	206
Sistemas de Remoção de Água dos Vidros da Cabina	206
BIBLIOGRAFIA	209
LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR	LPV-1

INTRODUÇÃO

Uma aeronave é uma máquina complexa constituída por enumeras estruturas, sistemas e equipamentos. Conhecer os processos de construção da estrutura e os princípios de funcionamento dos sistemas instalados é fundamental para uma correcta operação e para uma adequada manutenção.

O conjunto da estrutura é formado por sub-conjuntos como a fuselagem ou corpo principal, estabilizadores ou secção de cauda, asas, superfícies de controlo de voo e trem de aterragem, que, quando unidos, formam a estrutura completa da aeronave.

Os sub-conjuntos são constiuídos por várias partes denominadas componentes estruturais (longarinas, nervuras, cérceas, etc.). Estes componentes destinam-se na sua maioria a suportar cargas sendo a resistência o seu principal requisito. Existem, contudo, componentes cuja finalidade não é a de suportar cargas, mas, po exemplo, conferir determinada forma e reduzir a resistência. É o caso das carenagens.

O número e complexidade de sistemas instalados dependem do tipo de aeronave. Aeronaves ligeiras poderão ter apenas sistemas básicos como os de combustível e de condicionamento de ar. Outro tipo de aeronaves poderão ter instalados vários sistemas como o hidráulico, sistema de degelo e anti-gelo, sistema de pressurização, sistema de extinção de incêndios, etc. Nesta publicação serão abordados os denominados sistemas mecânicos, electromecânicos e hidromecânicos. Sistemas eléctricos, de comunicações ou de navegação não fazem parte do âmbito deste manual.

O desenvolvimento dos assuntos acima referidos é feito de uma forma genérica, tendo por base modelos de aeronaves convencionais, não sendo referidos casos específicos de determinado modelo de aeronave. Pressupõe-se que o estudo de casos concretos será efectuado numa fase posterior ao estudo ou formação a que esta publicação se destina.

ESTRUTURAS

CARGAS NA ESTRUTURA

As estruturas das aeronaves estão continuamente sujeitas a esforços. Quando estacionada a aeronave está sujeita a cargas estáticas provocadas pelo peso das estruturas, dos motores, dos vários componentes instalados e do combustível. Em movimento no solo as estruturas estão ainda sujeitas a esforços provocados por forças de fricção, de travagem, de aceleração, inversão de impulso, etc.

Em voo as estruturas estão sujeitas a cargas semelhantes às que actuam quando a aeronave se encontra no solo, mas também a cargas dinâmicas provocadas pelo impulso, resistência, sustentação, manobra, rajada e inércia. Factores como a velocidade, temperatura e altitude influenciam também a intensidade das forças que actuam na estrutura. Esta tem que ser suficientemente forte para resistir às cargas normais no solo e às cargas impostas em voo.

CARGAS BÁSICAS

As cargas ou tensões básicas aplicadas nos componentes estruturais de uma aeronave são:

- Tracção;
- Compressão;
- Corte.

Tracção

Carga que tende a alongar o componente. Componentes desenhados para resistir a este tipo de cargas são denominados tirantes.



Figura 1 – Tracção

Compressão

Cargas que tende a encurtar o componente. Componentes desenhados para resistir a este tipo de cargas são chamados esteios.



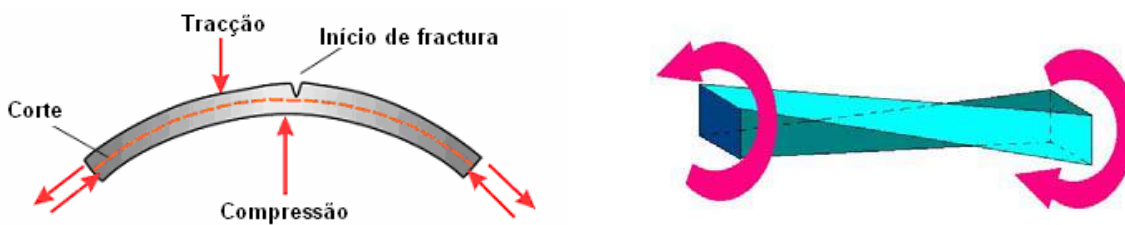
Figura 2 – Compressão

Corte

Carga que tende a separar duas secções vizinhas por resvalamento. Os componentes mais sujeitos a estes esforços são rebites, parafusos e cavilhas.

**Figura 3 – Corte****CARGAS COMBINADAS**

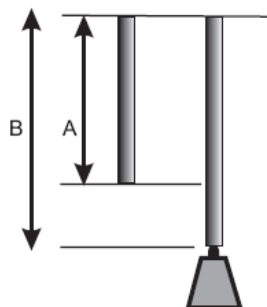
A aplicação simultânea das cargas básicas origina as cargas combinadas de deflexão e de torção.

**Figura 4 – Cargas de flexão e de torção****TENSÃO (STRESS)**

A tensão é uma força interna de um componente estrutural que se opõe e resiste a uma força externa que sobre ele é aplicada. É uma força por unidade de área e é expressa em N/mm^2 .

DEFORMAÇÃO (STRAIN)

Termo usado quando uma força externa aplicada a uma estrutura é suficientemente forte a ponto de a deformar.

**Figura 5 – Deformação**

Na figura 5 pode observar-se a deformação (aumento de comprimento) de um componente submetido a uma carga de tracção. A razão entre o comprimento durante a aplicação da força (B) e o comprimento original (A) e é a denominada razão de deformação. Esta depende do tipo de material, do valor e duração da carga aplicada e da temperatura.

Quando a deformação ocorre dentro do limite elástico do material, após a remoção da carga, o componente volta à sua dimensão original. Se o limite elástico for ultrapassado o componente sofre uma deformação permanente.

Se a carga aplicada for demasiado elevada o componente, após uma deformação, fractura-se-à. Quando a fractura ocorre após uma pequena deformação diz-se que o material tem **comportamento frágil**. Se ocorrer após uma grande deformação diz-se que o material tem **comportamento dúctil**.

O gráfico da figura 6 representa a deformação e rotura de um determinado componente em função da carga aplicada. Até ao ponto A o material trabalha dentro do seu limite elástico, sofre alguma deformação, mas retoma à sua dimensão original quando a carga é retirada. Se a carga ultrapassar o valor da carga do limite elástico, mas ficar abaixo da carga de rotura, o componente sofre uma deformação permanente, curva entre os pontos A e B do gráfico. Se o valor da carga atingir a carga de rotura do material este fractura-se, ponto B.

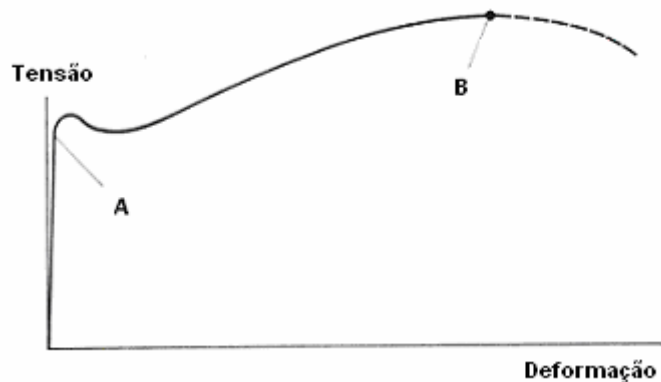


Figura 6 – Limite elástico

TENSÃO AXIAL

Tensão axial ou longitudinal da fuselagem provocado pela pressurização. Tende a alongar a fuselagem.

TENSÃO RADIAL

Tensão radial da fuselagem provocado pela pressurização. Tende a aumentar a área da secção transversal da fuselagem.

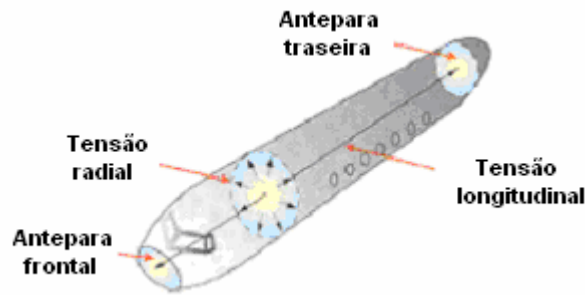


Figura 7 – Tensão radial e longitudinal

FACTORES DE SEGURANÇA ESTRUTURAL

CARGA LIMITE DE PROJECTO (DESIGN LIMIT LOAD – DLL)

Máxima carga que se espera que a célula ou um componente sofra em serviço. O valor desta carga não pode ultrapassar a carga do limite elástico do material.

PROVA DE CARGA

Consiste na aplicação de uma carga 1,125 vezes superior à carga limite de projecto (DLL x 1,125). Durante a prova de carga a estrutura não deve sofrer qualquer deformação permanente e os controlos de voo e outros sistemas devem funcionar normalmente.

CARGA ÚLTIMA DE PROJECTO (DESIGN ULTIMATE LOAD – DUL)

A carga última de projecto corresponde à carga limite de projecto multiplicada por um determinado factor de segurança (DUL = DLL x factor de segurança). Cargas compreendidas entre a DLL e a DUL podem provocar deformações permanentes na estrutura ou componentes. Cargas superiores à DUL podem provocar falha estrutural.

A estrutura de uma aeronave deve conseguir suportar a carga última de projecto, durante três segundos, sofrendo apenas deformações permanentes, mas sem entrar em rotura.

FACTOR DE SEGURANÇA

Razão entre a carga última e a carga limite. Em estruturas de aeronaves este factor não deve ser inferior a 1,5.

Problema 1. Sabendo que a carga limite de projecto (DLL) é de 10000 lb e a carga última de projecto (DUL) é de 17500 lb, qual o factor de segurança?

$$FS = \frac{DUL}{DLL} = \frac{17500}{10000} = 1,75$$

Problema 2. Sendo a carga limite de projecto (DLL) de 10000 lb e o factor de segurança de 1,5, qual o valor da carga última de projecto (DUL)?

$$DUL = FS \times DLL = 1,5 \times 10000 = 15000 \text{ lb}$$

Problema 3. Sabendo que a carga última de projecto (DUL) é de 18000 lb e o factor de segurança é de 1,6, qual o valor da carga limite de projecto (DLL)?

$$DLL = \frac{DUL}{FS} = \frac{18000}{1.6} = 11250 \text{ lb}$$

FADIGA

Quando um componente estrutural é sujeito a esforços alternados (repetição de várias cargas de serviço durante um determinado período de tempo) sofre um efeito cumulativo dessas cargas cíclicas ou repetidas podendo ceder com uma carga inferior à sua carga limite. **Falência por fadiga.**

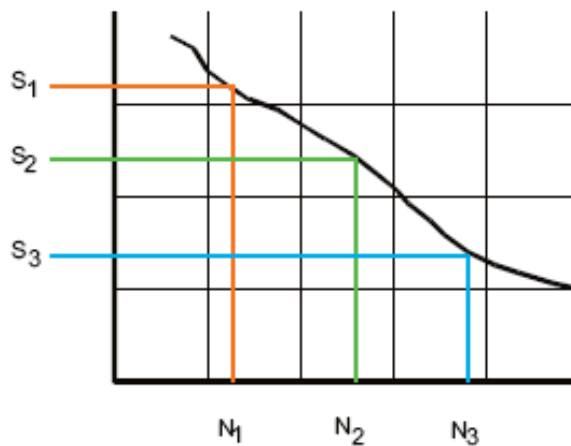


Figura 8 – Gráfico de fadiga

No gráfico da figura 8, S1, S2 e S3 representam diferentes valores de carga aplicada e N1, N2 e N3 representam ciclos de funcionamento ou número de cargas de serviço. A curva do gráfico representa a carga de rotura em função do número de ciclos ou fadiga acumulada. Por exemplo, se o componente sofreu N2 ciclos pode ceder quando sujeito a uma carga correspondente a S2. Se já tiver sofrido um maior número de ciclos, N3 por exemplo, poderá entrar em rotura com uma carga menor, correspondente a S3.

Uma estrutura sujeita a fadiga acabará por falhar ao fim de certo tempo. Deste modo a vida útil das estruturas de uma aeronave é limitada pela fadiga criada por cargas cíclicas aplicadas durante a descolagem, aterragem, pressurização, etc.

FLUÊNCIA

Quando um componente é submetido a uma tensão constante de suficiente amplitude durante um longo período de tempo desenvolve uma deformação plástica. As condições mais críticas de fluência verificam-se quando existe a aplicação de tensões elevadas e altas temperaturas. É o que acontece, por exemplo, com as pás das turbinas dos motores de reacção que sofrem elevadas forças centrífugas, devido à velocidade de rotação, e grandes temperaturas impostas pelos gases de escape.

VIDA SEGURA

Número mínimo de horas de voo, aterragens, ciclos, etc. que uma estrutura pode suportar sem que ocorra falha estrutural.

SEGURANÇA ESTRUTURAL

Construção das estruturas de modo a que se um componente primário falhar as cargas possam ser suportadas por componentes secundários adjacentes durante um período razoável de tempo (até à próxima inspecção periódica).

TOLERÂNCIA DE DANOS ESTRUTURAIS

Para se conseguir a segurança total de uma estrutura seria necessário utilizar membros estruturais extra. Para evitar estes componentes extra admite-se que as estruturas possam sofrer danos limitados facilmente detectáveis durante uma inspecção normal antes que a falha estrutural ocorra.

CICLO DE SERVIÇO

O ciclo de serviço consiste num programa de inspecções baseadas em horas de voo, número de ciclos ou tempo de calendário.

Os componentes e as estruturas são classificados em função da sua importância para a integridade do conjunto onde são aplicados. Podem ser:

- Componentes críticos;
- Estrutura primária;
- Estrutura secundária;
- Estrutura terciária.

COMPONENTE CRÍTICO

Componente estrutural importante cuja probabilidade de falha é extremamente baixa.

ESTRUTURA PRIMÁRIA

Estrutura sujeita a tensões de grande intensidade. Se falhar a integridade estrutural da aeronave é posta em causa. Deve poder suportar toda a gama de cargas cíclicas ou repetidas em serviço, durante toda a sua vida útil, sem sofrer rotura.

ESTRUTURA SECUNDÁRIA

Estrutura sujeita a tensões de fraca intensidade. Se falhar pode limitar operacionalmente a aeronave.

ESTRUTURA TERCIÁRIA

Estrutura sujeita a tensões pouco significativas.

ESTAÇÕES DA FUSELAGEM (FUSELAGE STATION – FS)

Para um perfeito conhecimento da localização das diferentes secções e da localização de todas as peças ou equipamentos a fuselagem, asas e empenagens são cruzadas por linhas e planos de referência denominados estações. Existem três planos de referência:

- Estação de Fuselagem (Fuselage Station - FS)
- Linha de água (Water Line - WL)
- Linha de dorso (Buttock Line - BL)

ESTAÇÃO DE FUSELAGEM (FUSELAGE STATION – FS)

Os planos FS são perpendiculares à linha central horizontal da aeronave e têm por referência a FS 0.0 (zero datum line) localizada no nariz do avião ou próxima deste ponto. Por exemplo, a FS 243,0 está localizada a 243 polegadas, medidas a partir da FS 0.0, no sentido da cauda da aeronave.

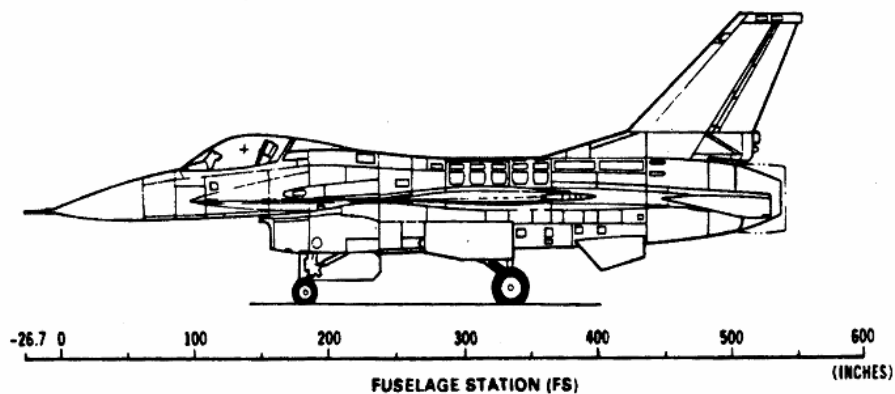


Figura 9 – Estação de fuselagem

LINHA DE ÁGUA (WATER LINE – WL)

Os planos WL são paralelos ao plano estático do chão e perpendiculares aos planos "Fuselage Station" e "Buttock Line". Todas as "Water Line" têm por referência a WL 0.0 (zero datum line). Por exemplo, a WL 65.0 está localizada 65 polegadas acima da WL 0,0.

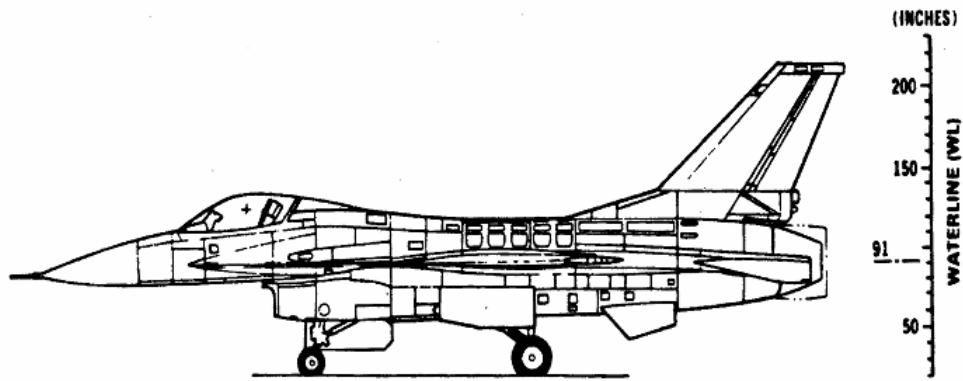


Figura 10 – Planos de linha de água

LINHA DE DORSO (BUTTOCK LINE – BL)

Os planos BL são paralelos à linha central vertical da aeronave e perpendiculares aos planos de linha de água. Todas as “Buttock Line” têm por referência a BL 0,0 (linha central vertical da aeronave). Por exemplo, a BL 20,0 está localizada a 20 polegadas, no sentido das pontas das asas, esquerda e direita, a partir da BL 0,0.

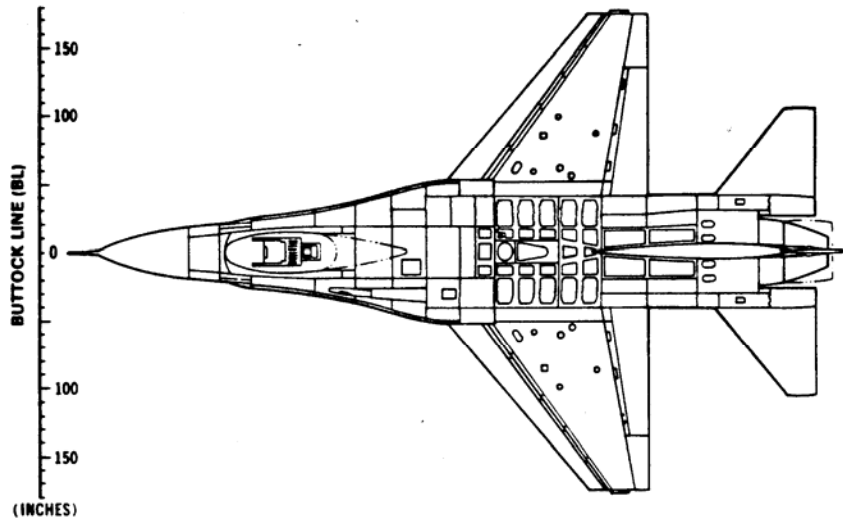


Figura 11 – Planos de linha de dorso

PROTECÇÃO CONTRA DESCARGAS ATMOSFÉRICAS

As aeronaves, em voo e no solo, podem ser atingidas por descargas atmosféricas devendo resistir-lhes sem que sofram danos significativos. Para tal são tidos em conta alguns aspectos de construção e de protecção dos equipamentos.

As descargas podem ocorrer:

- Dentro da nuvem (“intra-cloud flashes”) – Descargas entre regiões de polaridade oposta dentro da mesma nuvem;
- Entre nuvens (“inter-cloud flashes”) – Descargas entre regiões de polaridade oposta em nuvens diferentes;
- Nuvem-solo (“cloud-to-ground flashes”).

Estima-se que em cada 2500 horas de voo haja uma aeronave atingida por uma descarga atmosférica. Esta interacção pode ser do tipo:

- Descarga interceptada pelo avião (estar no lugar errado na hora errada);
- Descarga provocada pelo avião (aircraft triggered lightning) – A descarga não aconteceria naquele lugar e naquele momento se o avião não estivesse presente.

Em voo, a zona de impacto na estrutura da aeronave pode ocorrer desde o nariz até à cauda e a saída acontece normalmente pelas pontas das asas e estabilizadores.

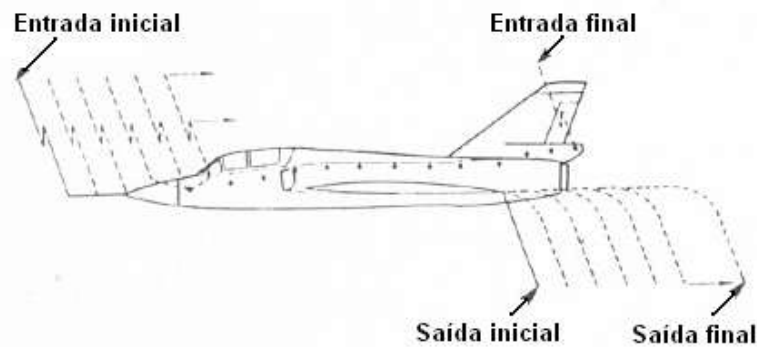


Figura 12 – Zonas de impacto e de saída das descargas

EFEITOS DAS DESCARGAS NA AERONAVE

Os efeitos das descargas na aeronave classificam-se em efeitos directos e indirectos.

Efeitos Directos

Consistem em danos físicos provocados na estrutura ou nos equipamentos por impacto directo ou devidos à condução da corrente. Os danos podem consistir em:

- Perfurações;
- Explosão, fusão, queimaduras e vaporização de estruturas e componentes;
- Compressão magnética;
- Ondas de choque e sobrepressões;
- Explosão de vapores de combustível;
- Choques eléctricos;

Efeitos Indirectos

São danos provocados por alterações de corrente em aviónicos e sistemas de cablagens quando existe resistência do escoamento da corrente de descarga. Isto pode acontecer quando são utilizados materiais isolantes como os compósitos, juntas em borracha, eixos lubrificados, etc.

REQUISITOS DE PROTECÇÃO

Para que a segurança das estruturas e equipamentos não seja posta em causa, na construção da aeronave são respeitados vários requisitos, nomeadamente:

- Estrutura resistente a falhas catastróficas;
- Protecção do sistema de combustível;
- Protecção de equipamentos e sistemas críticos de voo;
- Sobrevivência do avião aos efeitos directos e indirectos de descargas até 200 KA;
- Determinação de Zonas de impacto (lightning strike zones);
- Existência de caminhos de escoamento da corrente.

FORMAS DE PROTECÇÃO DA ESTRUTURA

Quando as estruturas são fabricadas em materiais não condutores são impregnados, nestas estruturas, materiais condutores de corrente como malha ou rede de alumínio, cobre expandido e desviadores metálicos. São também utilizados descarregadores em equipamentos e sistemas críticos de voo.

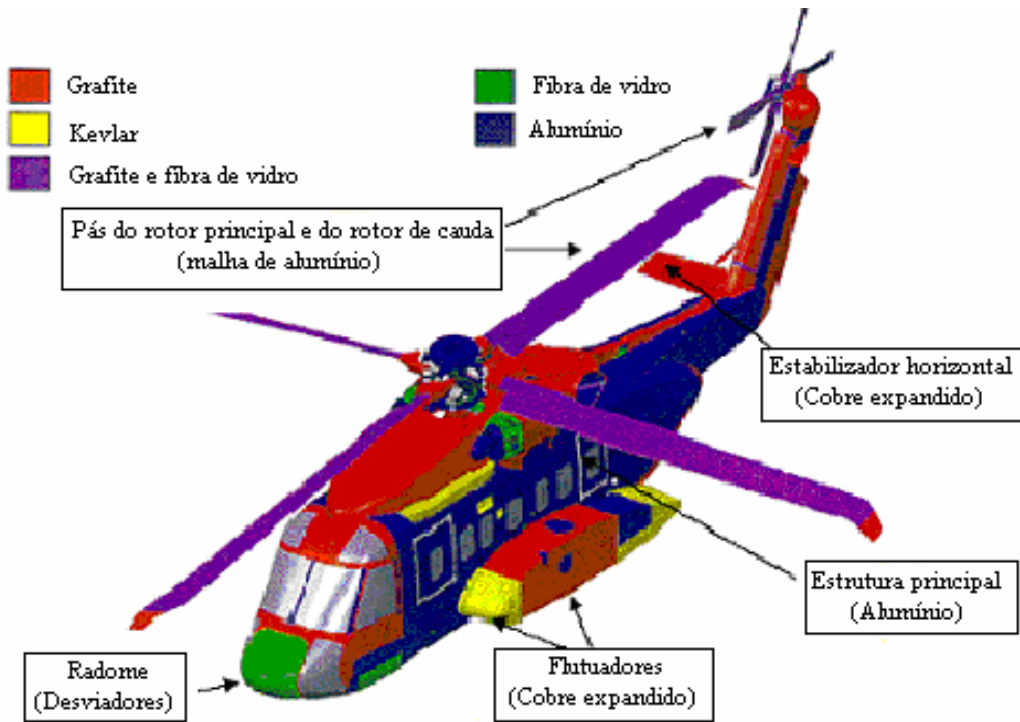


Figura 13 – Utilização de materiais condutores nas estruturas

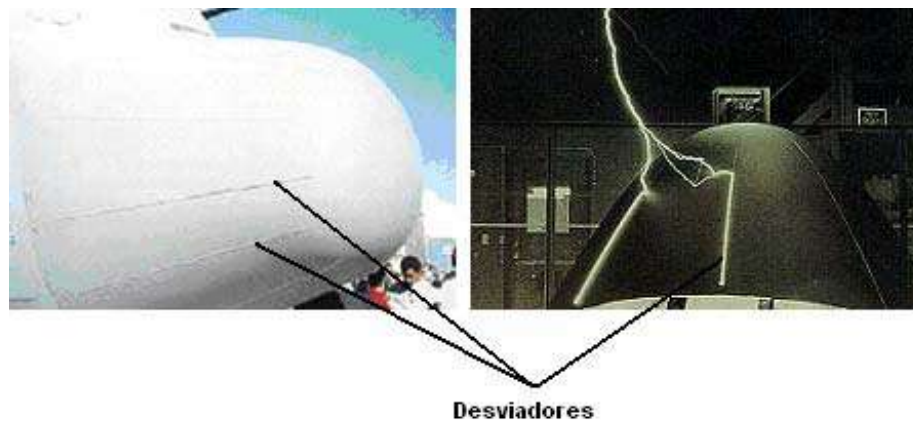


Figura 14 – Utilização de desviadores

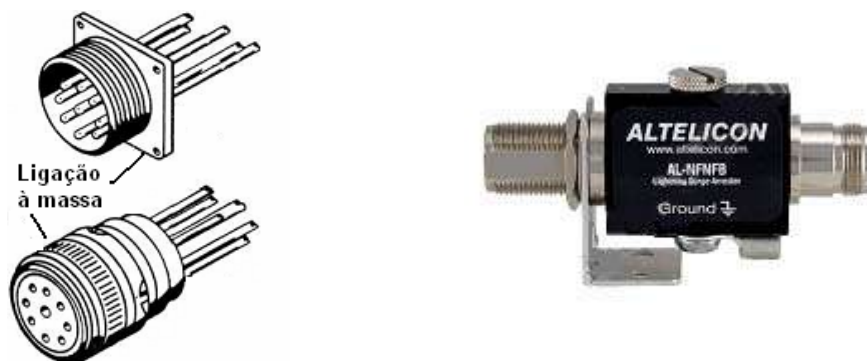


Figura 15 – Utilização de descarregadores

FORMAS DE PROTECÇÃO DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

Esta protecção pode consistir na inertização da atmosfera no interior do sistema de modo a que uma combustão não seja suportada, e na eliminação de fontes de ignição e de formação de arcos eléctricos estabelecendo caminhos de descarga "electrical bonding".



Figura 16 – "Electrical bonding"

LIMPEZA DE SUPERFÍCIES

A sujidade nas estruturas e componentes das aeronaves oculta danos que possam existir e acelera os processos de corrosão. É necessário efectuar a limpeza e a lavagem periódica das aeronaves sendo estas acções obrigatórias antes das acções de manutenção.

PROCEDIMENTOS ANTES DA LAVAGEM

Antes da lavagem devem ser protegidas as zonas sensíveis como tubos de pitot, tomadas de estática, pneus, blocos de travões, etc., para que a água e os produtos químicos de limpeza não entrem nestas zonas.

CUIDADOS A TER ANTES DA LAVAGEM

- Certificação de que os agentes químicos de limpeza utilizados são os adequados. A utilização de produtos inadequados pode provocar a "Hydrogen embrittlement" (Reacção química com produção de hidrogénio que é absorvido pelo metal e que provoca uma redução da sua ductilidade, a formação de fissuras e o aparecimento de corrosão). Por outro lado, a utilização de produtos de limpeza cáusticos pode provocar corrosão nas ligas de alumínio e de magnésio;
- Utilizar as dosagens correctas;
- Utilizar os solventes correctos em função da natureza dos elementos a remover (poeiras, lamas, massas ou óleos);
- Esfregar ou pulverizar a mistura sobre a superfície e aguardar alguns minutos;

- Com sol a mistura pode secar antes de penetrar na película de sujidade;
- Efectuar a lavagem com água morna à pressão;
- A limpeza de zonas com depósitos de massas e óleos deve ter um tratamento mais cuidado;
- Abrir todos os “circuit breakers” associados às baterias antes da aplicação de solventes inflamáveis;
- Não utilizar panos de limpeza sintéticos com agentes inflamáveis (utilizar panos de algodão);
- Não misturar agentes de limpeza com solventes;
- Não utilizar quantidades excessivas de agentes de limpeza em cabos dos sistemas de controlo de voo (destruição da lubrificação interna do cabo).

LIMPEZA DE SUPERFÍCIES NÃO METÁLICAS

Neste tipo de superfícies não devem ser utilizados panos de limpeza secos uma vez que produzem electricidade estática que atrai mais sujidade. Os vidros, por exemplo, devem ser molhados antes de serem limpos. Não utilizar produtos abrasivos uma vez que algumas superfícies, como as radomes, têm uma pintura especial que não deve ser danificada.

FUSELAGEM

A fuselagem é a estrutura principal do avião. Suporta as asas e o conjunto de cauda, fornece o espaço para os tripulantes, passageiros, carga, sistema de comandos e outros equipamentos e acessórios. Nos aviões monomotores fornece também o suporte para o motor.

Transfere cargas de e para as asas, estabilizadores e trem de aterragem. Suporta cargas aerodinâmicas, de inércia e de pressurização. Neste último caso as principais tensões a que a fuselagem está sujeita são:

- Tensão axial ou longitudinal – Tende a alongar a fuselagem;
- Tensão radial – Tende a aumentar a área da secção transversal.

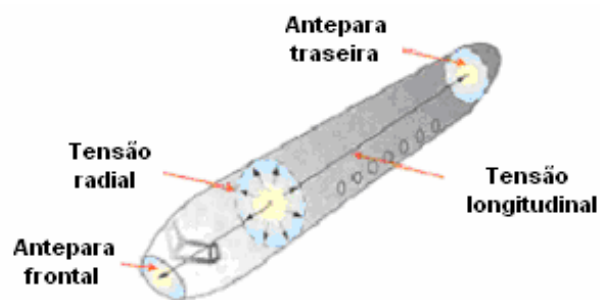


Figura 17 – Esforços provocados pela pressurização

TIPOS DE FUSELAGEM

A construção da fuselagem é classificada em dois tipos principais tendo em conta a forma como os diferentes componentes contribuem para a resistência do conjunto:

- Fuselagem em viga armada. Pode ser dividida em dois subtipos:
 - Warren;
 - Pratt.
- Fuselagem monocoque que pode ser:
 - Monocoque;
 - Semi-monocoque.

Fuselagem em Viga Armada

Fuselagem usualmente utilizada em aviões ligeiros não pressurizados. Consiste numa estrutura rígida cujos elementos estruturais são as longarinas (elementos resistentes primários), tubos, tirantes e cabos. A estrutura pode ser coberta com tela (tecido impermeabilizado), chapa de metal e materiais compósitos.



Figura 18 – Fuselagem em viga armada

Fuselagem em viga armada tipo Pratt

Nesta estrutura as longarinas são ligadas por tubos rígidos verticais e laterais capazes de suportar cargas de tracção e de compressão. As ligações diagonais podem ser tubos rígidos ou cabos. Estes últimos só suportam cargas de tracção.

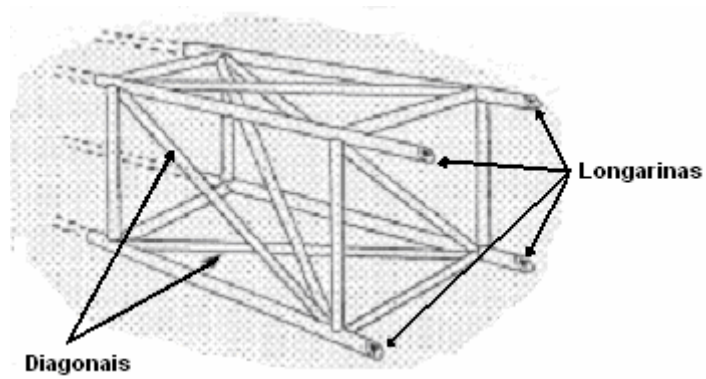


Figura 19 – Fuselagem tipo Pratt

Fuselagem em viga armada tipo Warren

Construção rígida constituída por tubos de alta resistência soldados entre si. Em aviões mais leves este tipo de estrutura pode ser feito em tubos de liga de alumínio rebitados ou aparafusados. As longarinas estão ligadas apenas a elementos diagonais e todos os elementos da estrutura são capazes de suportar cargas de tracção e de compressão.

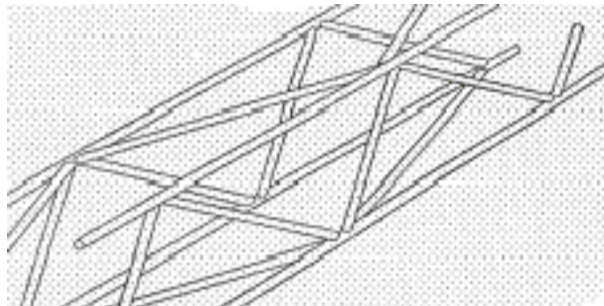


Figura 20 – Fuselagem tipo Warren

Fuselagem Monocoque

Este tipo de estrutura está concebido para suportar as cargas basicamente através do seu revestimento. Este terá que possuir uma boa relação resistência/peso podendo consistir em contra placas e ligas de alumínio, painéis tipo "sandwich", "honeycomb" e materiais compósitos de alta performance. Os elementos estruturais internos, as cérceas, destinam-se essencialmente a conferir a forma à fuselagem.

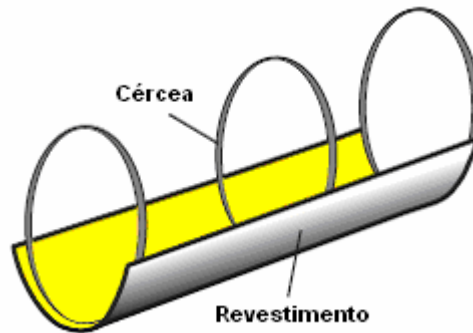


Figura 21 – Fuselagem monocoque

Fuselagem Semi-monocoque

Consiste numa estrutura com elementos verticais, cérceas, e elementos longitudinais, lissas, coberta com um revestimento estrutural que suporta uma grande percentagem dos esforços a que a fuselagem está sujeita. As cérceas destinam-se essencialmente a dar forma à fuselagem, as lissas conferem maior rigidez ao revestimento.



Figura 22 – Fuselagem semi-monocoque

OUTROS ASPECTOS DE CONSTRUÇÃO DA FUSELAGEM

Em determinadas zonas da fuselagem, por exemplo junto a janelas, portas, janelas de inspeção e áreas reparadas, os elementos estruturais são reforçados com longarinas, travessas e anteparas a fim de garantirem a resistência necessária daquelas zonas. São também utilizadas vigas transversais para suporte do pavimento e guias de fixação dos bancos.

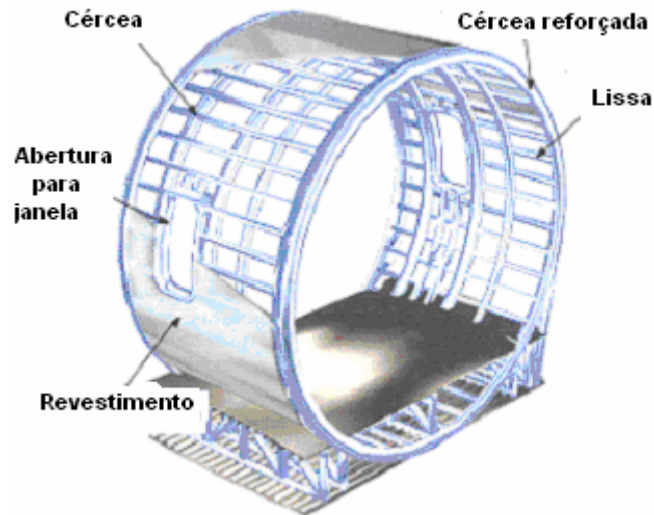


Figura 23 – Fuselagem semi-monocoque reforçada

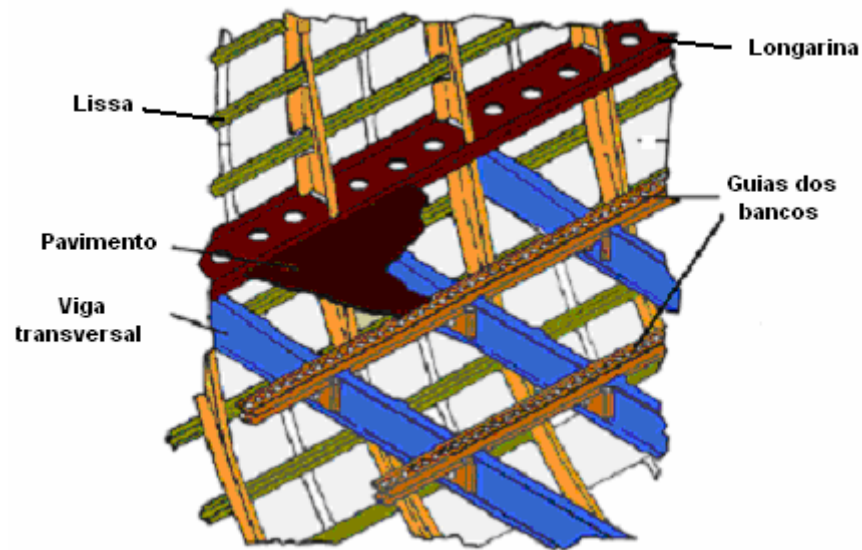


Figura 24 – Elementos estruturais da fuselagem

A grande maioria das fuselagens é construída em metal com estrutura semi-monocoque. O revestimento metálico das estruturas é usualmente rebitado aos elementos internos, longarinas, lissas e anteparas para formar uma estrutura rígida que dá forma à fuselagem. Este tipo facilita a construção das diferentes formas dos projectos e adiciona resistência e rigidez às estruturas. Dependendo das dimensões dos aviões as fuselagens podem ser construídas em várias secções.

Os materiais normalmente utilizados na construção destas estruturas são as ligas de alumínio, designadas por

duralumínio. As estruturas modernas mantêm a forma tradicional, mas fazem uso cada vez maior de materiais compósitos. Existem aviões cuja fuselagem é integralmente construída em materiais compósitos.



Figura 25 – Fuselagem integralmente construída com materiais compósitos

LIGAÇÃO DOS MOTORES À ASA E A FUSELAGEM

Quando os motores se encontram fixos à fuselagem podem ser utilizada estruturas adicionais para a fixação dos mesmos.

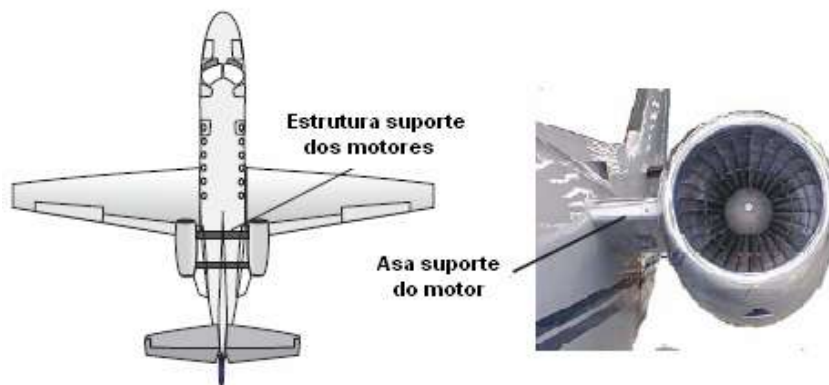


Figura 26 – Estruturas de fixação dos motores à fuselagem

JANELAS DA CABINA DE PILOTAGEM

Os vidros das janelas da cabina de pilotagem são constituídos por painéis de vidro rijo, por uma película condutora de electricidade e por um painel de vinil. A película condutora permite o aquecimento do vidro quando o sistema anti-gelo é ligado. O painel de vinil confere um aumento de resiliência ao conjunto aumentando a resistência ao choque.

As Principais cargas sofridas pelos vidros da cabina de pilotagem são provocadas:

- Pela pressurização;
- Pelo impacto de aves ("birdstrikes").

Um avião deve poder voar em condições de segurança e aterrizar após um impacto com um pássaro de 4lb (2Kg) à velocidade de voo de cruzeiro (VC), a nível do mar, ou 0.85 VC a 8000 pés de altitude.

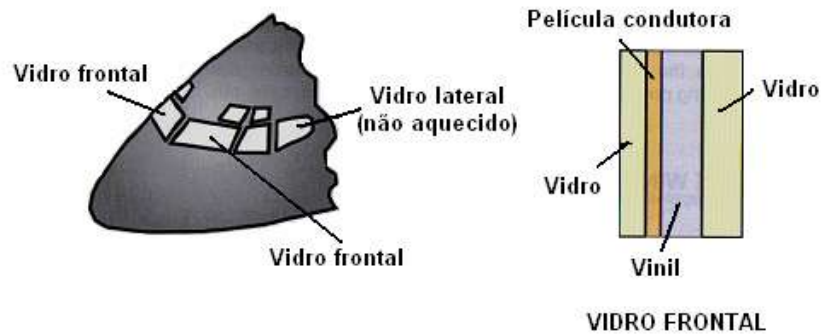


Figura 27 – Aspecto construtivo dos vidros do "cockpit"

As janelas da cabina de pilotagem devem proporcionar ângulos de visão adequados, verticais e horizontais, sendo os ângulos verticais mínimos de:

- 28 graus para cima;
- 20 graus para baixo.

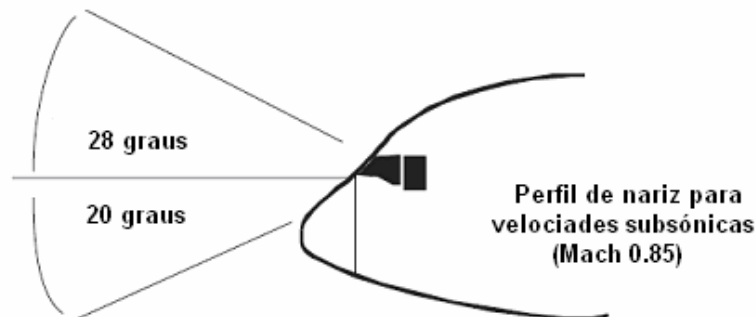


Figura 28 – Ângulos de visão das janelas do "cockpit"

JANELAS DO COMPARTIMENTO DE PASSAGEIROS

As janelas do compartimento de passageiros são constituídas por duas placas de plástico acrílico. Cada uma

das placas, interior e exterior, deve ser capaz de suportar as cargas de pressurização.

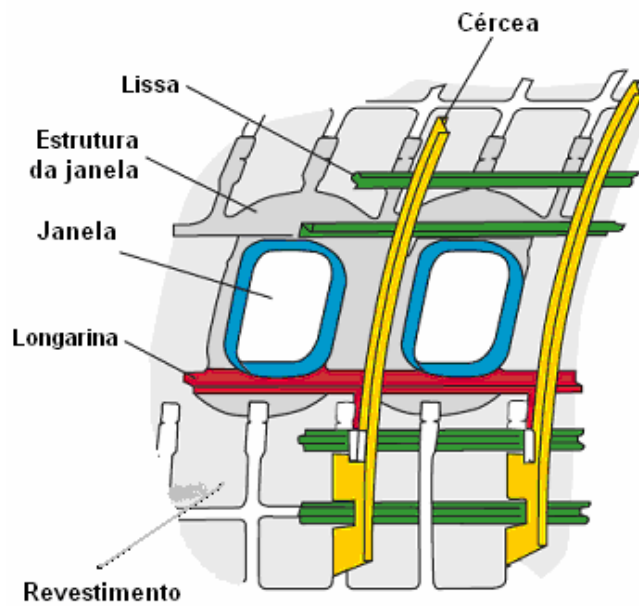


Figura 29 – Estrutura das janelas dos passageiros



Figura 30 – Janelas do compartimento de passageiros

PORTAS

Nos aviões de transporte de passageiros as portas têm que obedecer a requisitos de segurança e de fácil abertura em situações de emergência. Tais requisitos consistem:

- Em dispositivos de fecho e bloqueio que evitem a abertura inadvertida em voo;
- Na indicação visual externa de correctamente fechada;
- Na indicação visual interna de correctamente fechada e luzes indicadoras na cabina de pilotagem;
- Na possibilidade de abertura exterior em caso de emergência;

- Num meio de prevenir a pressurização com as portas não correctamente fechadas;
- Na sua localização fora do plano de rotação dos hélices e de outras zonas de perigo.

CLASSIFICAÇÃO DAS AERONAVES QUANTO AO NÚMERO DE FUSELAGENS

Quanto ao número de fuselagens uma aeronave pode ser:

- Não fuselada;
- Monofuselada;
- Bifuselada;
- Trifuselada.



Figura 31 – Aeronave não fuselada (esquerda) e aeronave monofuselada (direita)

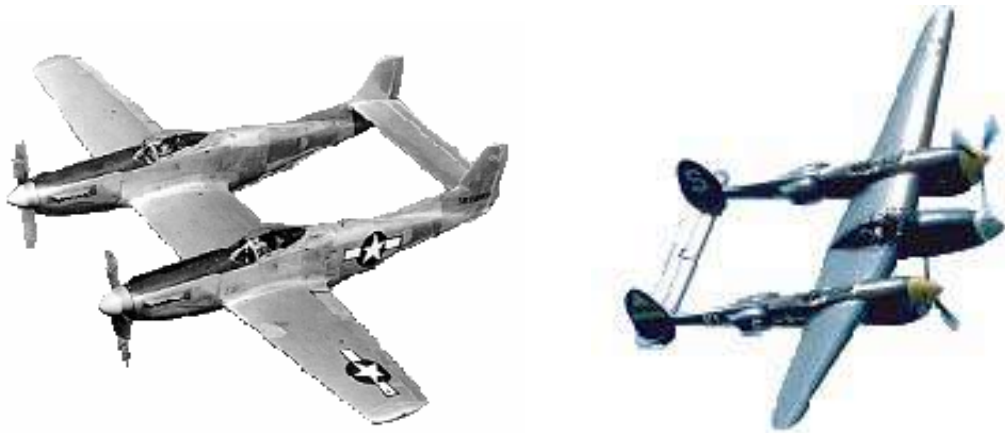


Figura 32 – Aeronave bifuselada (esquerda) e aeronave trifuselada (direita)

ASAS

As asas são os principais planos projectados para desenvolverem a sustentação do avião. Suportam o peso do avião em voo e o seu próprio peso quando o avião se encontra no solo devendo possuir a robustez e rigidez necessárias para tal. Estas características dependem em larga medida dos materiais usados na construção e da espessura da asa. Por sua vez, a espessura depende da velocidade para qual o avião é projectado podendo ser suficiente para alojar depósitos de combustível, trem de aterragem e motores.

Consideram-se parte integrante dos planos sustentadores, a superfície que proporciona sustentação ao avião bem como todas as ferragens de ligação que seguram e conservam as asas numa posição correcta em relação à fuselagem e todos os elementos que completam a sua superfície como por exemplo ailerons, flaps, compensadores e spoilers.

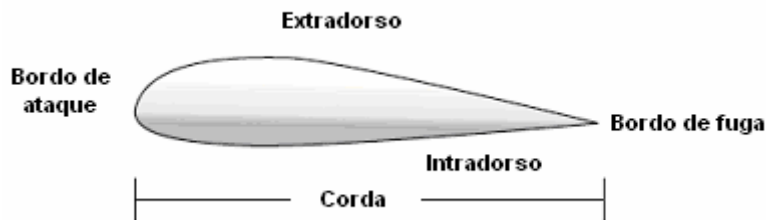


Figura 33 – Terminologia do perfil da asa

CORDA E CORDA MÉDIA

A corda é o comprimento do segmento de recta que une o bordo de ataque ao bordo de fuga do perfil da asa. Planos de asa com forma diferente da rectangular têm comprimentos de corda diferentes desde a raiz até à ponta. Nestes casos a corda média é a média aritmética de todas as cordas

ENVERGADURA DA ASA

Distância de ponta a ponta da asa medida numa linha paralela ao eixo transversal do avião.

RAZÃO DE ASPECTO

Razão entre a envergadura e a corda média. Dá uma indicação do comprimento em relação à largura da asa.

ÂNGULO DE DIEDRO

Ângulo formado pelo plano da semi-asa e por um plano perpendicular ao eixo vertical da aeronave e tangente à raiz da asa. Este ângulo pode ter valor nulo, positivo ou negativo. Este último é usualmente designado por ângulo de anedro.

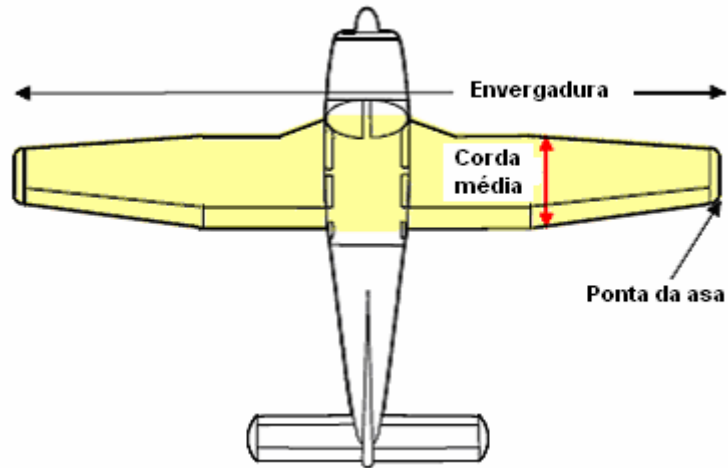


Figura 34 – Envergadura da asa e corda média

ÂNGULO DE REGRESSÃO ALAR

Ângulo formado por uma recta perpendicular à corda da raiz da asa e por uma linha que une todos os pontos correspondentes a 25% do comprimento das cordas.

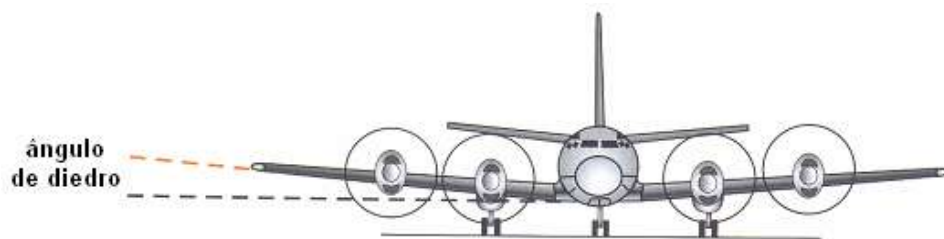


Figure 35 – Ângulo de diedro



Figura 36 – Ângulo de anedro

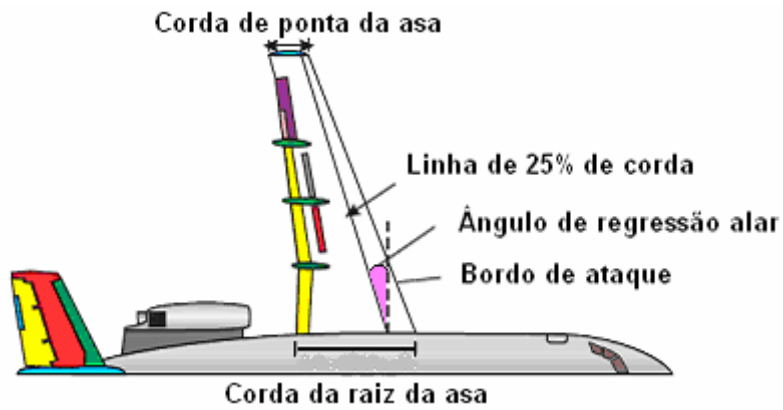


Figura 37 – Ângulo de regressão alar

CLASSIFICAÇÃO DAS AERONAVES QUANTO AO NÚMERO DE PLANOS

Conforme o número de planos que a asa possui o avião é denominado:

- Monoplano;
- Biplano;
- Triplano.

Os biplanos e triplanos são aeronaves de baixa velocidade de voo e sujeitas a pequenas cargas aerodinâmicas. A resistência necessária é conferida pelos dois planos, estruturas e tirantes de ligação.

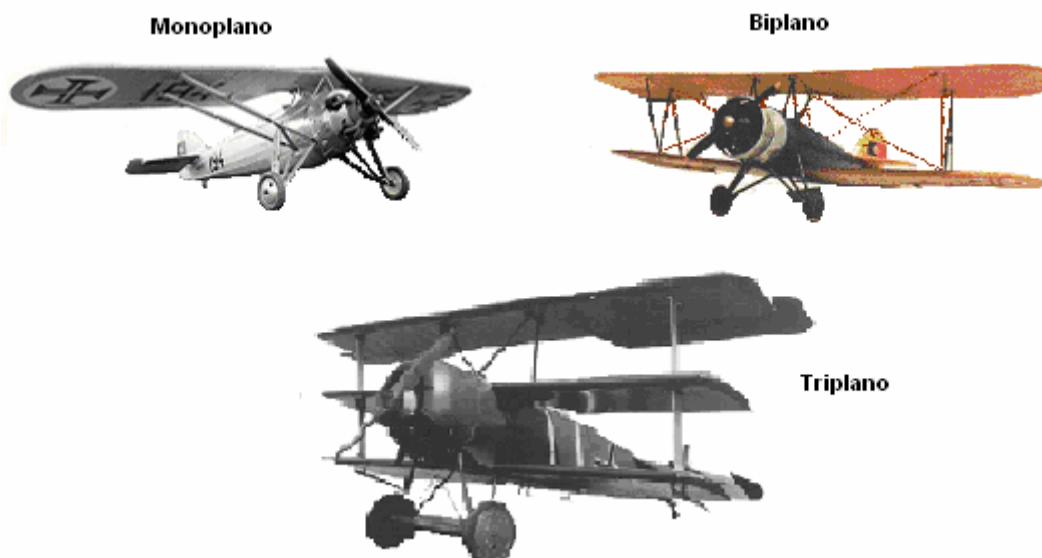


Figura 38 – Classificação das aeronaves quanto ao número de planos

CLASSIFICAÇÃO DAS AERONAVES EM RELAÇÃO AO MODO DE FIXAÇÃO DOS PLANOS

A fixação dos planos pode ser do tipo:

- Cantilever;
- Semi-cantiliver;
- Contraventada.

Cantiliver

Asa apoiada somente numa das extremidades (plano central da fuselagem). Os semi-planos têm que absorver as tensões devidas à sustentação e resistência quando em voo e o seu próprio peso quando o avião se encontra no solo (asas auto-suportadas).



Figura 39 – Fixação da asa tipo cantiliver

Semi-cantiliver

Asa apoiada numa das extremidades (plano central da fuselagem) mas que necessita de um ou mais apoios exteriores para lhe conferir a robustez suficiente para suportar as cargas a que está sujeita.



Figura 40 – Fixação da asa tipo semi-cantiliver

Contraventada

É um plano formado por duas asas de longarinas inteiriças constituindo uma só peça. A parte central do plano de sustentação pode estar fixado directamente à fuselagem ou através de tirantes.



Figura 41 – Fixação da asa tipo contraventada

CLASSIFICAÇÃO DAS AERONAVES EM RELAÇÃO À DISPOSIÇÃO DOS PLANOS

Quanto à disposição dos planos a asa pode ser alta, média, baixa ou tipo pára-sol.

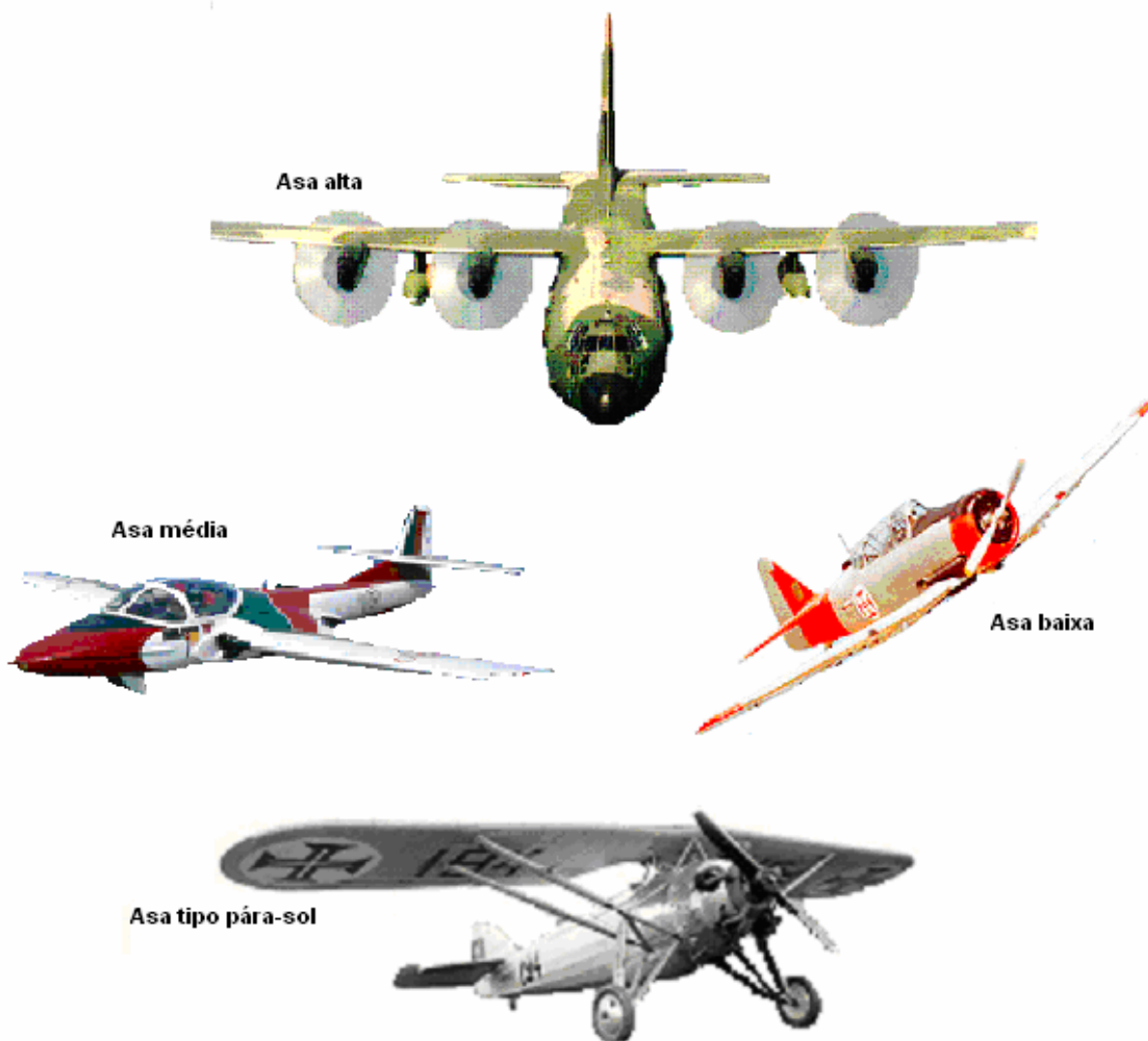
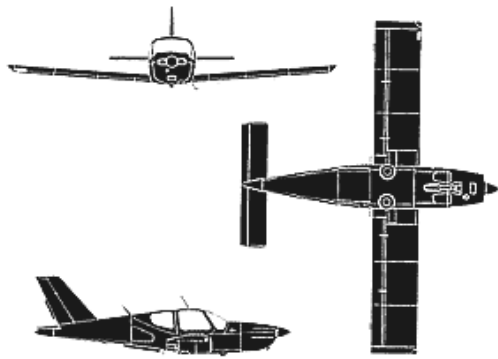


Figura 42 – Disposição dos planos da asa

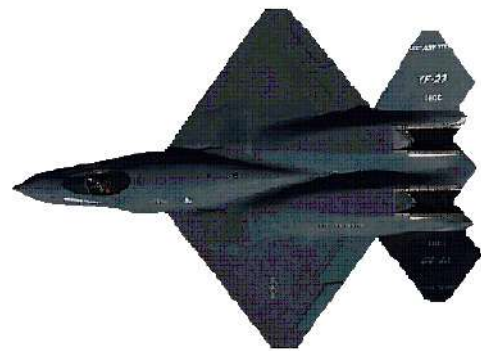
CLASSIFICAÇÃO DAS AERONAVES EM RELAÇÃO À FORMA DOS PLANOS

As asas, vistas em planta, podem ser:

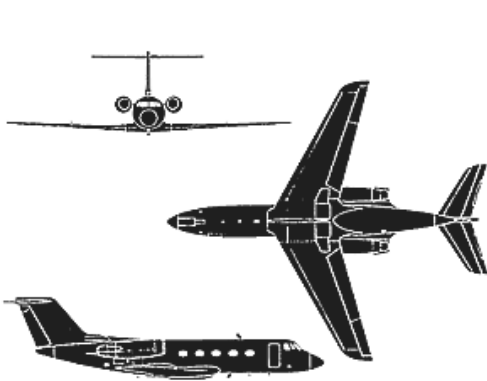
- Rectangulares;
- Trapezoidais;
- Em flecha;
- Em delta;
- Elípticas;
- Mistas.



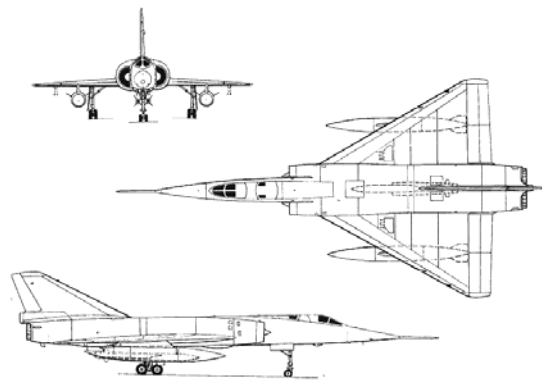
Asa rectangular



Asa trapezoidal



Asa em flecha



Asa em delta

Figure 43 – Forma do plano da asa

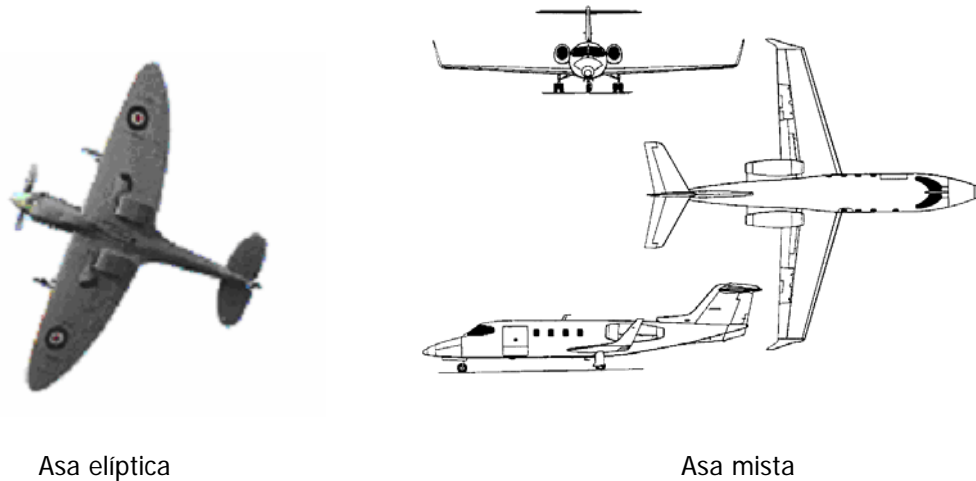


Figura 44 – Forma do plano da asa

CONSTRUÇÃO DA ASA

A asa é construída atendendo a critérios rigorosos de robustez, leveza e elasticidade. Possui uma estrutura interna que lhe confere a resistência mecânica necessária e um revestimento exterior que concorre para a resistência do conjunto em maior ou menor grau. As principais cargas suportadas pela asa em voo são:

- Flexão – Provocada pelas forças de sustentação e pelo peso;
- Torção – Provocada pelo efeito dos ailerons e flaps.

Os motores e os depósitos de combustível, quando instalados na asa, contribuem para aliviar as cargas aplicadas em voo, nomeadamente as cargas de flexão da asa.

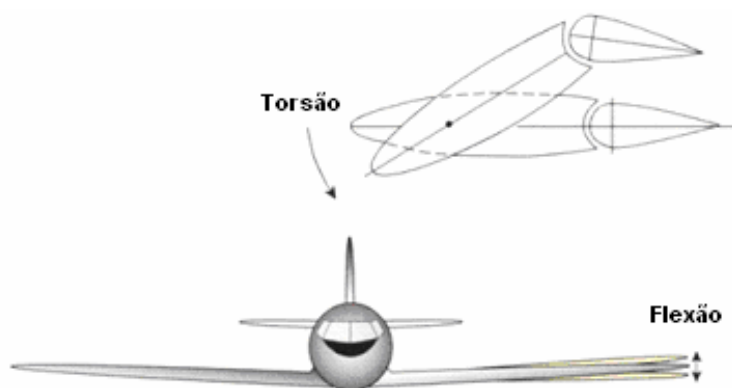


Figura 45 – Principais cargas suportadas pela asa

CONSTRUÇÃO DA ASA CONVENCIONAL

Os elementos estruturais de uma asa convencional são:

- Longarinas;
- Nervuras;
- Réguas de bordo de ataque e de bordo de fuga;
- Barras de compressão e diagonais;
- Revestimento.

Longarinas

Principais elementos estruturais da asa. Suportam esforços simultâneos de flexão e torção. Em aviões ligeiros mais antigos podem encontrar-se longarinas construídas em madeira. Em modernos aviões as longarinas são construídas em liga metálica. Os perfis mais utilizados na construção das longarinas metálicas são:

1. Perfil em I de alma vazada;
2. Perfil em I com dupla alma;
3. Perfil de elementos tubulares;
4. Perfil em I de alma cheia;
5. Perfil em I de alma cheia reforçada com elementos verticais.

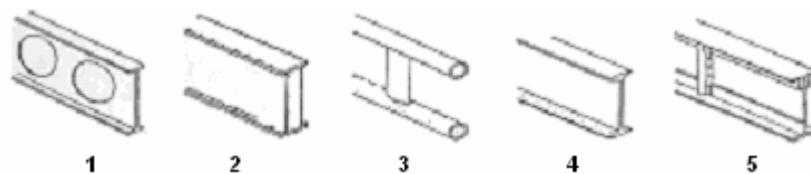


Figura 46 – Perfis de longarinas metálicas

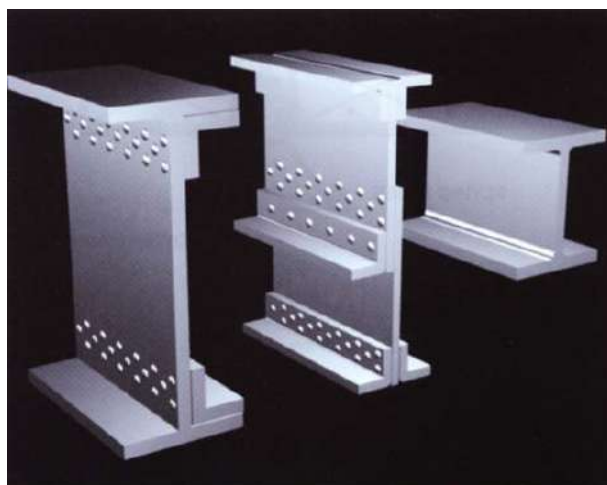


Figura 47 – Perfis de longarinas metálicas

Os perfis mais usuais das longarinas em madeira são:

1. Sólido;
2. Perfil em I tupiado;
3. Perfil em caixa (por colagem);
4. Perfil em I (por colagem);
5. Perfil em C (por colagem).

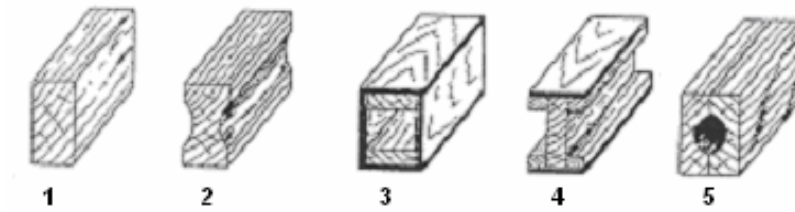


Figura 48 – Perfis de longarinas em madeira

Nervuras

Elemento estrutural instalado na direcção da corda e utilizado para conferir a forma do perfil da asa e para transmitir as cargas do revestimento às longarinas. Transmitem também as cargas concentradas nos motores, trem de aterragem e superfícies de controlo ao revestimento e às longarinas.

Quanto ao seu comprimento as nervuras podem ser verdadeiras ou falsas. As primeiras estendem-se desde o bordo de ataque até ao bordo de fuga e recebem as cargas de compressão entre as longarinas frontal e traseira. As segundas asseguram a resistência do bordo de ataque e transmitem as cargas do revestimento desta zona à longarina frontal.



Figura 49 – Falsas nervuras



Figura 50 – Nervuras verdadeiras

Réguas de Bordo de Ataque e de Bordo de Fuga

Mantêm as nervuras convenientemente espaçadas e garantem o alinhamento perfeito dos bordos de ataque e de fuga.

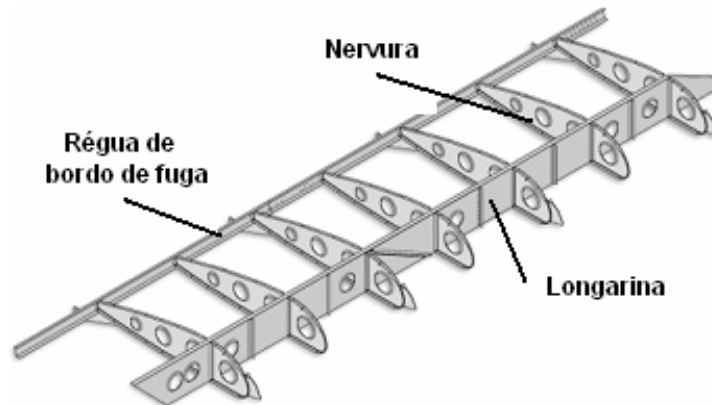


Figura 51 – Réguas de bordo de ataque e de bordo de fuga

Barras de Compressão e Diagonais

São elementos estruturais instalados entre as longarinas e, em alguns casos, na alma das nervuras, que se destinam a aumentar a resistência do conjunto e a mantê-lo indeformável.

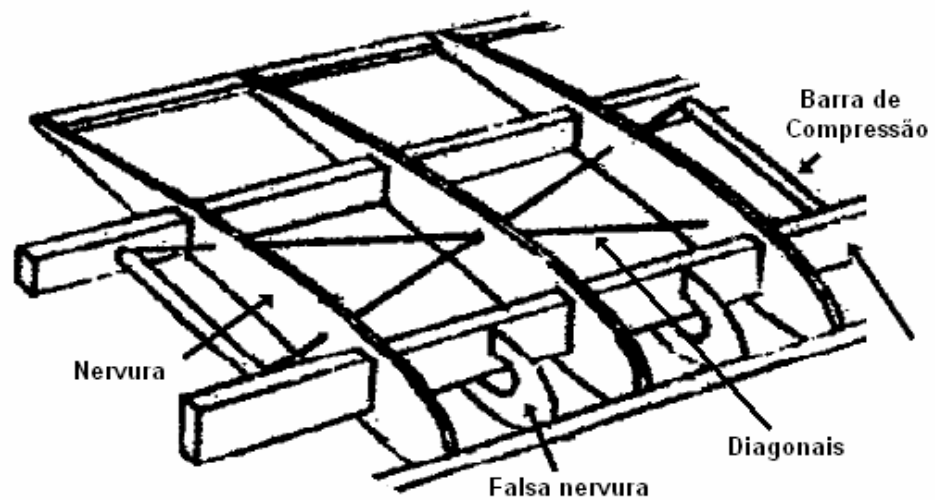


Figura 52 – Barras de compressão e diagonais

Revestimento

Assegura a forma exterior da asa, suporta as cargas devidas às diferenças de pressão do ar, suporta o

peso e a inércia do combustível, quando presente nas asas, e contribui para contrariar os momentos de flexão e de torção. Assenta em toda a superfície formada pela régua de bordo de ataque, régua de bordo de fuga e verdadeiras e falsas nervuras.

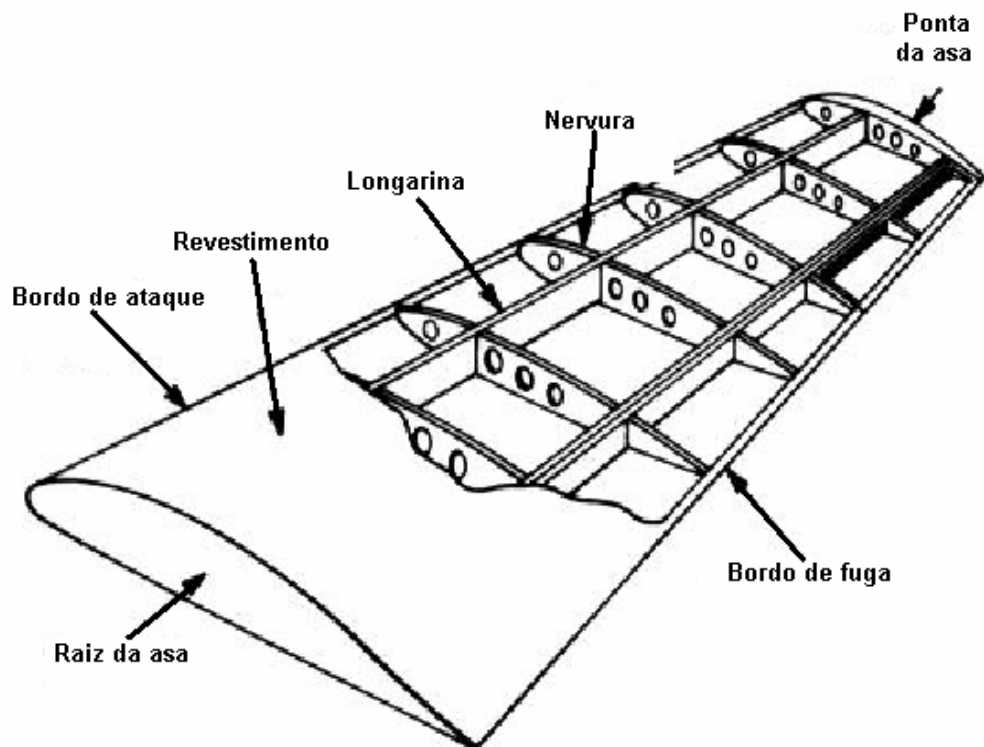


Figura 53 – Componentes estruturais da asa

CONSTRUÇÃO DA ASA DE ALGUNS MODELOS DE AVIÕES MODERNOS

Nos aviões modernos, para além da missão primária (produção de sustentação) a asa aloja, interna e externamente, múltiplos equipamentos e sistemas que aumentam a carga na asa sendo requerida grande eficiência estrutural na sua construção. O tipo de construção utilizado é o denominado caixa de torção ("Torsion Box").

Este tipo de construção consiste numa estrutura mais compacta, comparativamente à construção da asa convencional, entre as longarinas frontal e traseira e na utilização de elementos estruturais adicionais ligados ao revestimento, as longarinas ("stringers"). Este processo de construção proporciona um aumento da resistência da asa à torção e à flexão, mas também um aumento da massa de material da asa e do respectivo peso.

Em alguns casos a asa é construída com três longarinas, a principal ou central, a frontal e a longarina traseira.

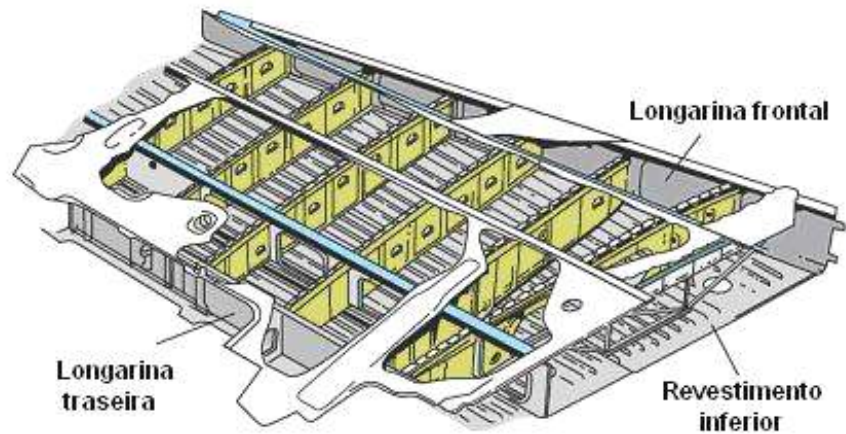


Figura 54 – Construção tipo caixa de torção

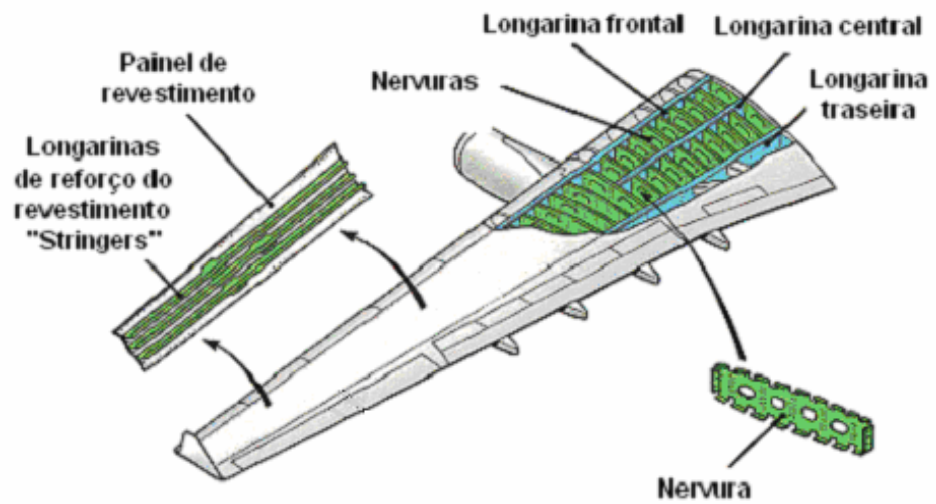


Figura 55 – Elementos estruturais utilizados na construção tipo caixa de torção



Figura 56 – Construção tipo caixa de torção

As asas de alguns aviões de grande velocidade têm pequena espessura e o revestimento concorre em elevado grau para a resistência do conjunto. Neste tipo de construção as longarinas são auxiliadas por barras rígidas dispostas em "W" que suportam principalmente esforços de compressão e de tracção. O revestimento é mais robusto, assegura a forma do perfil e transmite directamente às longarinas todos os esforços a que está sujeito. Este tipo de asa é constituída por menor número de elementos.

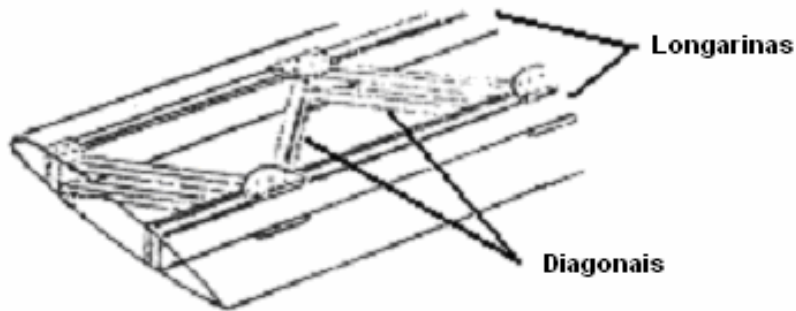


Figura 57 – Construção típica de asas com pouca espessura

LIGAÇÃO DA ASA À FUSELAGEM E DO MOTOR À ASA

A asa é ligada à fuselagem através das longarinas e fixada através de parafusos ou cavilhas. O motor é ligado à asa através de uma estrutura, o "pylon", que une o motor à longarina frontal da asa.

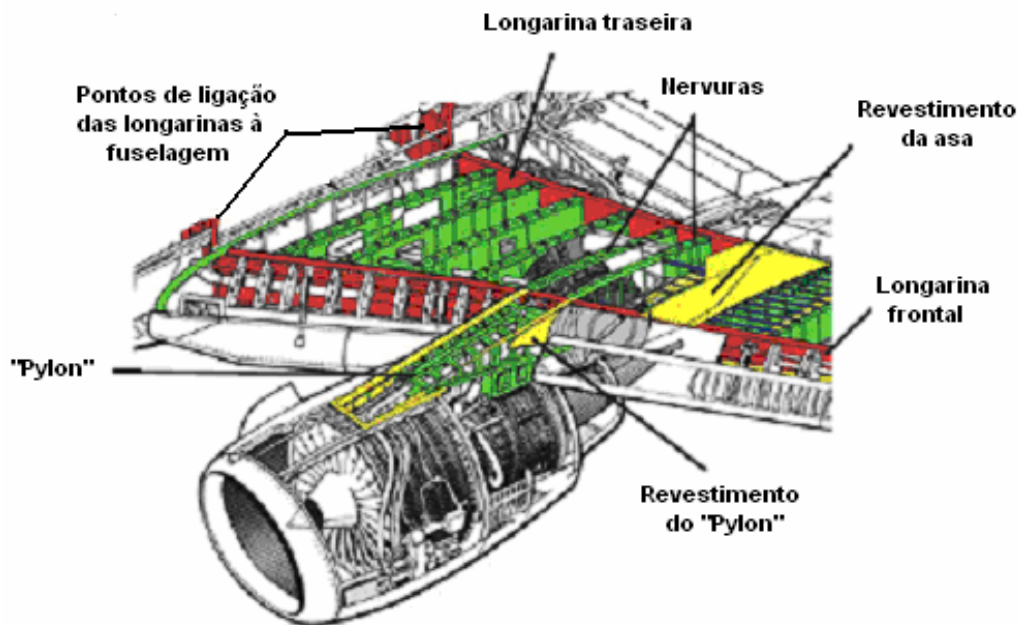


Figura 58 – Ligação da asa à fuselagem e ligação do motor à asa

SUPERFÍCIES ESTABILIZADORAS

As superfícies estabilizadoras consistem em planos normalmente localizados na cauda do avião que asseguram a sua estabilidade longitudinal e direccional. Estas superfícies têm construção similar à construção da asa, mas mais simplificada uma vez que estão sujeitas a menores esforços.

As superfícies estabilizadoras principais são o estabilizador vertical, responsável pela estabilidade direccional, e o estabilizador horizontal, destinado a conferir estabilidade longitudinal ao avião. Alguns aviões possuem o plano horizontal localizado na parte dianteira da fuselagem. Podem também existir alhetas dorsais e ventrais, localizadas na parte traseira da fuselagem, destinadas a aumentar a estabilidade direccional do avião.

À semelhança da asa, os principais componentes das superfícies estabilizadoras são as longarinas, as nervuras e o revestimento.



Figura 59 – Estrutura do estabilizador vertical

A grandeza dos momentos gerados nas superfícies estabilizadoras depende da intensidade das forças aerodinâmicas nelas produzidas e da distância destas superfícies ao centro de gravidade do avião. Esta distância influencia por sua vez o tamanho e o número de estabilizadores. Normalmente existe apenas um estabilizador horizontal podendo o estabilizador vertical ser simples, duplo ou triplo.

As superfícies estabilizadoras são geralmente construídas como componentes separados e depois fixos à estrutura da fuselagem. Em alguns casos são parte integrante da fuselagem.

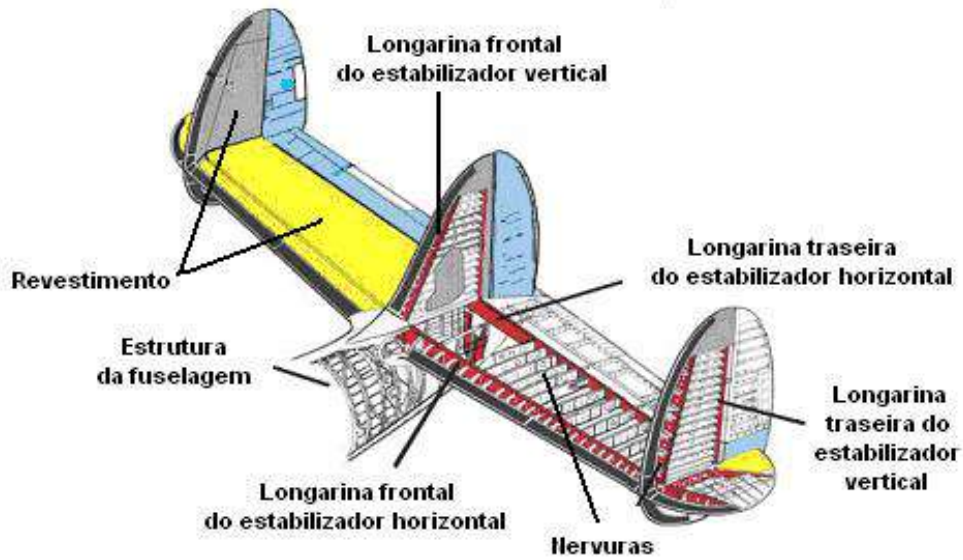


Figure 60 – Estrutura do estabilizador vertical

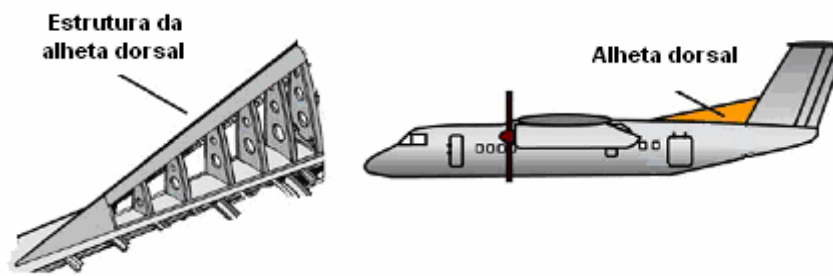


Figura 61 – Estrutura da alheta dorsal



Figura 62 – Alhetas ventrais

SUPERFÍCIES DE CONTROLO DE VOO

As superfícies de controlo de voo são dispositivos com perfil aerodinâmico, localizados no bordo de fuga das asas e dos estabilizadores, cuja finalidade é permitir manobrar o avião em torno dos seus três eixos (eixo longitudinal, eixo vertical ou normal e eixo lateral ou transversal). Podem dividir-se em três grupos:

- Grupo Primário;
- Grupo Secundário;
- Grupo Auxiliar.

Os ailerons, leme de direcção e leme de profundidade constituem o grupo primário. Do grupo secundário fazem parte os compensadores ("trim tabs") e no grupo auxiliar incluem-se os dispositivos de alto coeficiente de sustentação (flaps e fendas) os dispositivos de destruição da sustentação ("spoilers") e os travões aerodinâmicos ("speed brakes").

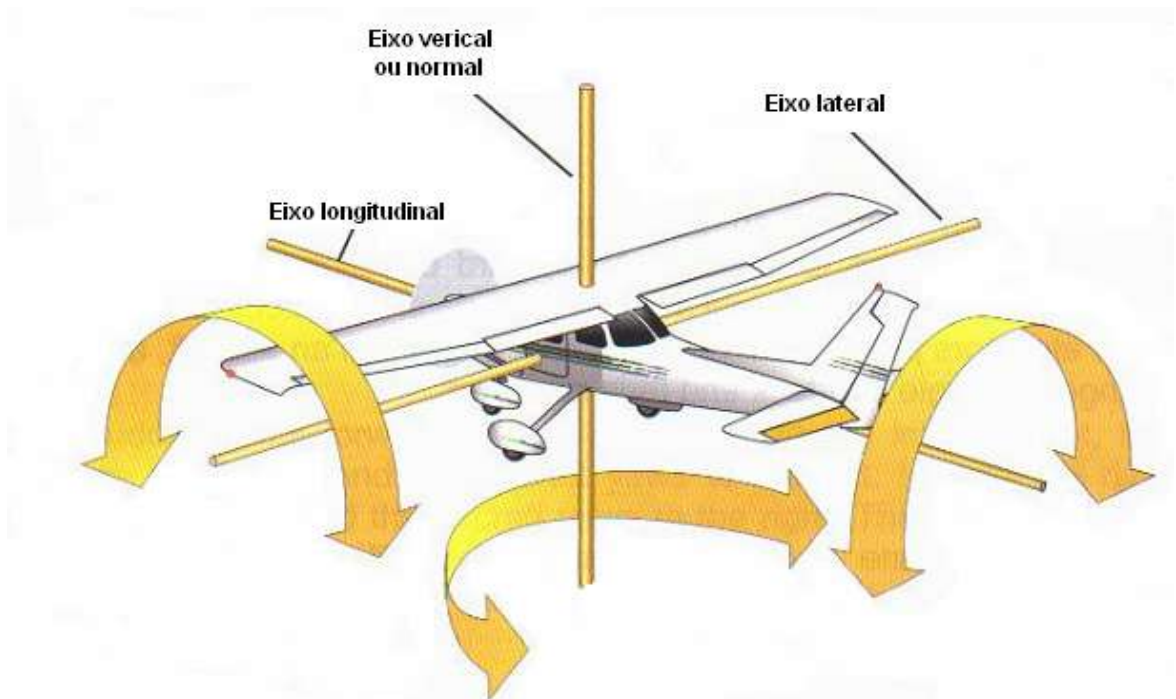


Figura 63 – Eixos de referência do avião

A construção das superfícies móveis de controlo é similar à dos estabilizadores. Possuem normalmente apenas uma longarina frontal à qual são fixadas as nervuras, o revestimento e os olhais de fixação. O revestimento é metálico podendo em alguns aviões ligeiros ser em tela (tecido impregnado com resina). Em modernos aviões são utilizados materiais compósitos na estrutura destas superfícies.

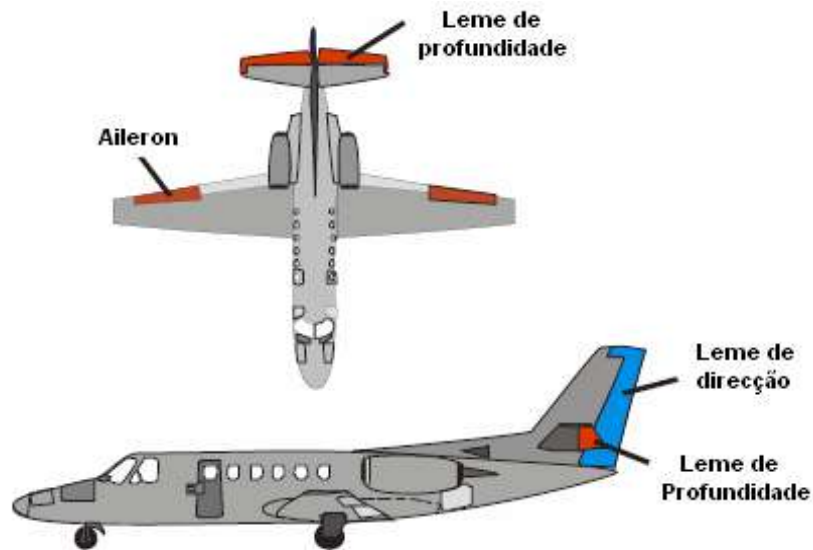


Figura 64 – Superfícies de controlo de voo primárias



Figura 65 – Elementos estruturais das superfícies de controlo de voo

MOMENTOS EM TORNO DOS EIXOS DE REFERÊNCIA DA AERONAVE

- Eixo longitudinal – Momento de enrolamento controlado através de ailerons, spoilers ou combinação dos dois tipos de superfícies;
- Eixo lateral – momento de picada controlado através do leme de profundidade ou através do estabilizador horizontal com incidência variável;
- Eixo Normal – Momento de guinada controlado através do leme de direcção.

Em alguns tipos de aviões a rotação em torno de dois eixos é conseguida apenas com uma superfície de controlo

- Elevons – Controlo de picada e de enrolamento;
- Ruddervator (cauda em V) – Controlo de guinada e de picada.

Os momentos em torno dos eixos do avião resultam do produto entre as forças aerodinâmicas produzidas nas superfícies de controlo e a distância do ponto de aplicação dessas forças ao centro de gravidade do avião.

As superfícies de controlo podem ser movimentadas (deflectidas) para um e outro lado em relação à posição neutral. Esta deflexão modifica a curvatura do perfil principal à qual a superfície de controlo se encontra ligada provocando uma alteração na intensidade da força aerodinâmica produzida. Esta alteração provoca por sua vez uma alteração do momento produzido em torno do eixo respectivo.

A soma dos ângulos de deflexão total numa direcção e na direcção contrária denomina-se amplitude de movimento.

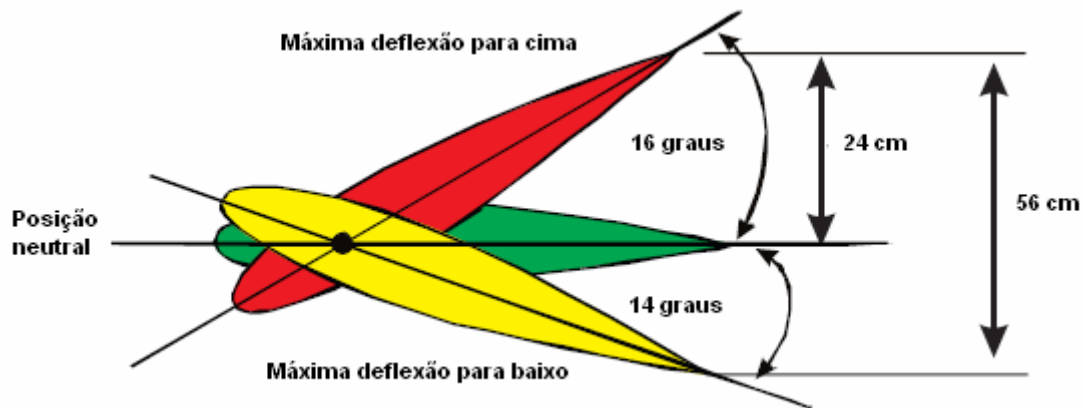


Figura 66 – Amplitude de movimento da superfície de controlo

SUPERFÍCIES DE CONTROLO DE VOO PRIMÁRIAS

Ailerons

São superfícies destinadas a controlar o avião lateralmente. Provocam momentos de enrolamento em torno do eixo longitudinal. Em aviões ligeiros estas superfícies estão instaladas no bordo de fuga da asa, próximo da ponta. Em grandes aviões podem existir dois grupos de ailerons, os de meio da asa ("inboard") e os de ponta da asa ("outboard"). Os primeiros actuam sempre, a qualquer velocidade de voo, os segundos actuam apenas a baixas velocidades uma vez que a grande velocidade a sua deflexão provocaria torção da asa.

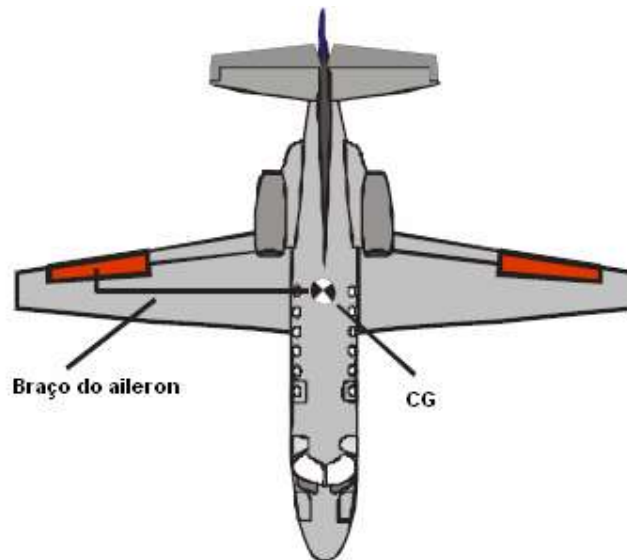


Figura 67 – Ailerons

A deflexão dos ailerons pode provocar a guinada adversa do avião (guinada em sentido contrário ao sentido do enrolamento) devido à diferença de resistência produzida nas asas. O aileron que desce provoca mais resistência que o aileron que sobe. Os processos para anular a guinada adversa são os seguintes:

- Uso de ailerons diferenciais – O aileron que sobe tem maior amplitude de deflexão que o aileron que desce provocando um equilíbrio entre as resistências produzidas por ambos;
- Interligação entre o leme de direcção e os ailerons – Quando são movimentados os ailerons o leme de direcção tem uma ligeira deflexão que contraria a guinada adversa;
- Usos de ailerons de friso – Os ailerons têm um friso no bordo de ataque. Quando o aileron sobe este friso fica exposto ao escoamento do fluxo de ar aumentando a resistência.

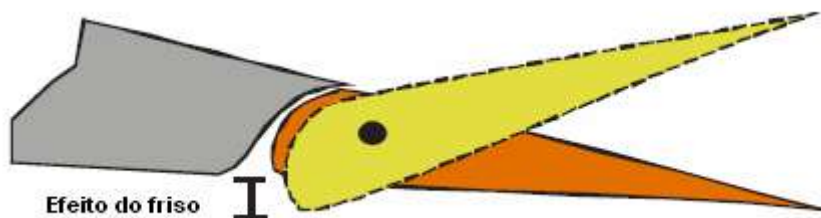


Figura 68 – Aileron de friso

Leme de Direcção

Superfície de controlo instalada no bordo de fuga do estabilizador vertical que permite o controlo direccional do avião. Desenvolve momentos de guinada em torno do eixo vertical

Leme de Profundidade

Superfície de controlo instalada no bordo de fuga do estabilizador horizontal que permite o controlo do avião em torno do eixo lateral (controlo de nariz em baixo e nariz em cima do avião).

EQUILÍBRIO ESTÁTICO E DINÂMICO DAS SUPERFÍCIES DE CONTROLO DE VOO

As superfícies de controlo de voo são equilibradas estaticamente para que os momentos de inércia e a tendência de vibração sejam pequenos. Este equilíbrio é conseguido através da colocação de massas externas ou internas, à frente do eixo de rotação, que localizam o centro de gravidade da superfície próximo do seu eixo de rotação.

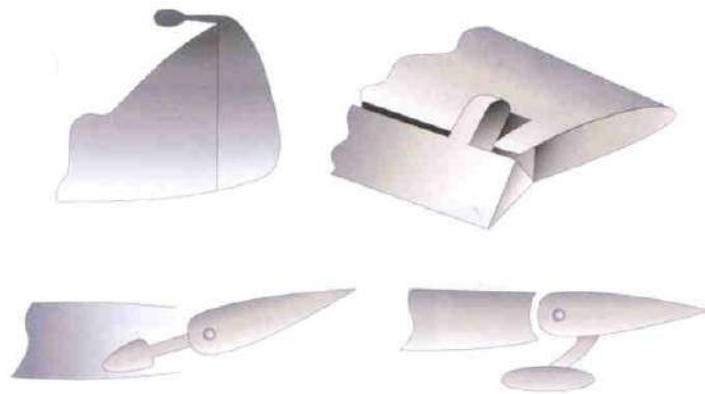


Figura 69 – Massas externas

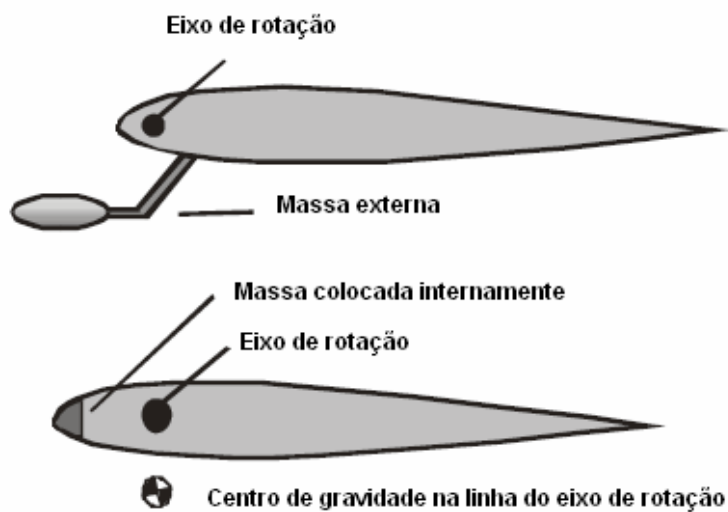


Figura 70 – Massas externas e internas

O equilíbrio ou balanço aerodinâmico é utilizado com a finalidade de diminuir a força necessária para movimentar a superfície de controlo. Utiliza forças aerodinâmicas desenvolvidas nas superfícies e pode ser conseguido através de um dos seguintes processos:

- Eixo interior;
- Ponta de balanço;
- Balanço interno;
- Compensador de balanço;
- Anti-compensador de balanço;
- Servo compensador;
- Servo compensador de mola.

Eixo Interior

Consiste em aproximar o eixo de rotação da superfície de controlo para próximo do ponto de aplicação da força aerodinâmica desenvolvida na superfície. Deste modo é reduzido o momento ao eixo (produto entre força aerodinâmica produzida na superfície de controlo e a distância do ponto de aplicação dessa força ao eixo de rotação). A força requerida para movimentar a superfície de controlo é a força necessária para vencer o momento ao eixo. Se este for reduzido, a força necessária para fazer movimentar a superfície será menor.

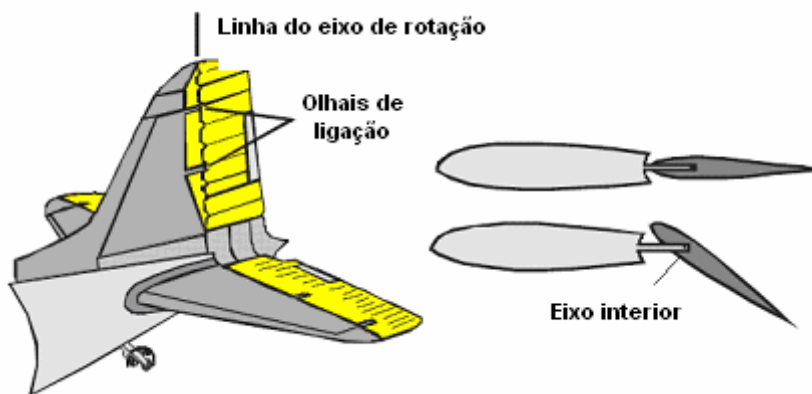


Figura 71 – Eixo interior

Ponta de Balanço

Consiste no prolongamento da superfície de controlo de voo para a frente do seu eixo de rotação. A área da superfície localizada à frente do eixo de rotação é denominada área de balanço. Quando a superfície é movimentada esta área desenvolve um momento favorável ao movimento da superfície.

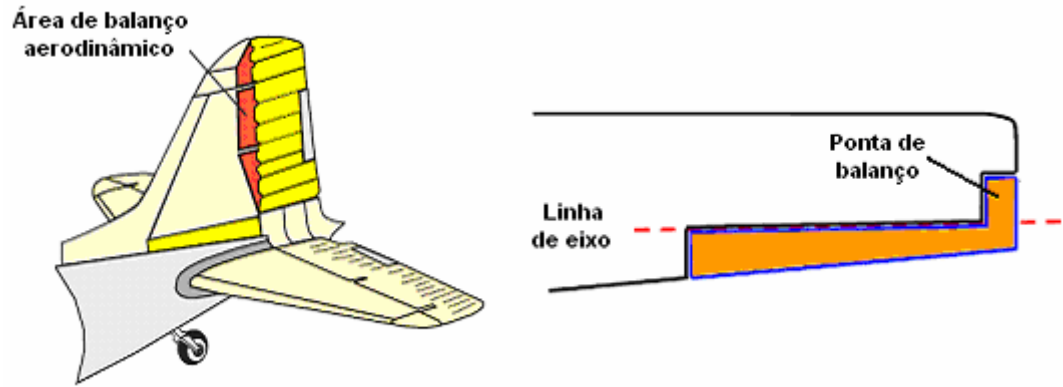


Figura 72 – Ponta de balanço

Balanço Interno

Neste caso a área de balanço aerodinâmico encontra-se no interior do componente ao qual a superfície de controlo se encontra ligada. Consiste num painel ligado, por exemplo à asa e ao bordo de ataque do aileron, com movimento de rotação nestes pontos e também num ponto intermédio. Este dispositivo forma duas câmaras que recebem pressão do escoamento em torno da asa.

O movimento da superfície de controlo provoca alterações na pressão do escoamento de ar. Por exemplo, se o aileron for defletido para cima a pressão diminui na parte inferior (aumento da velocidade do escoamento) e aumenta na parte superior. Deste modo, a pressão na câmara superior, onde se encontra o painel de balanço, é maior que na câmara inferior. Este diferencial de pressões origina uma força que pressiona o painel de balanço no sentido descendente. Devido à ligação mecânica existente entre o painel e a superfície de controlo, um movimento descendente do primeiro provoca um movimento ascendente da segunda. Deste modo a força necessária para movimentar a superfície de controlo é menor.

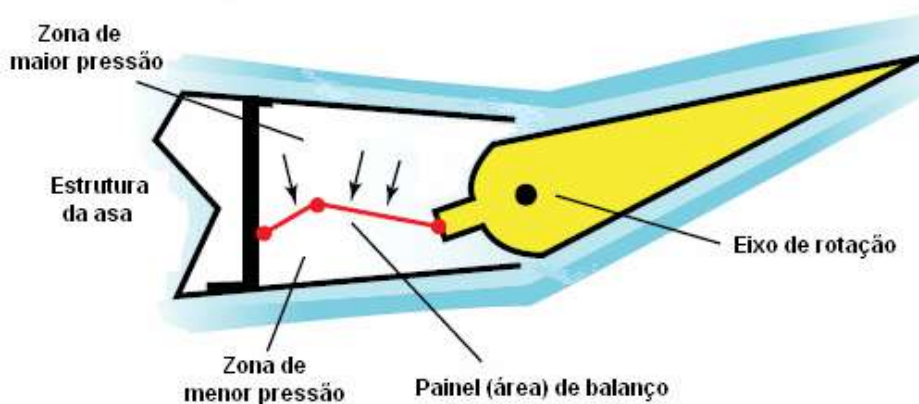


Figura 73 – Balanço interno

Compensador de Balanço

Consiste numa pequena superfície aerodinâmica colocada na zona do bordo de fuga da superfície de controlo e ligada mecanicamente ao componente (asa ou estabilizador) onde a superfície de controlo se encontra instalada. Esta ligação faz com que o compensador se movimente em sentido contrário ao sentido do movimento da superfície de controlo. No compensador é gerada uma pequena força aerodinâmica, no sentido do movimento da superfície de controlo, facilitando o movimento desta.

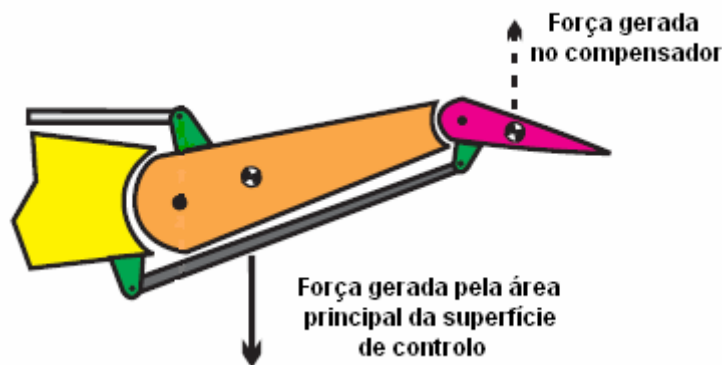


Figura 74 – Compensador de balanço

Anti-compensador de Balanço

Dispositivo semelhante ao compensador de balanço, mas com movimento no mesmo sentido do movimento da superfície de controlo. Este compensador torna a superfície de controlo mais eficaz sendo necessários ângulos de deflexão menores e, portanto, também forças menores para provocar essa deflexão.

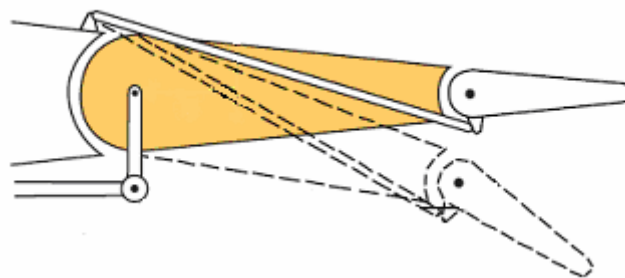


Figura 75 – Anti-compensador de balanço

Servo Compensador

Este compensador é utilizado para fazer movimentar a superfície de controlo onde se encontra instalado. Ao contrário do que acontece nos casos anteriores, o movimento a partir da cabina de pilotagem é

transmitido ao servo compensador e não à superfície de controlo. A força gerada pela deflexão do compensador faz movimentar a superfície de controlo de voo.

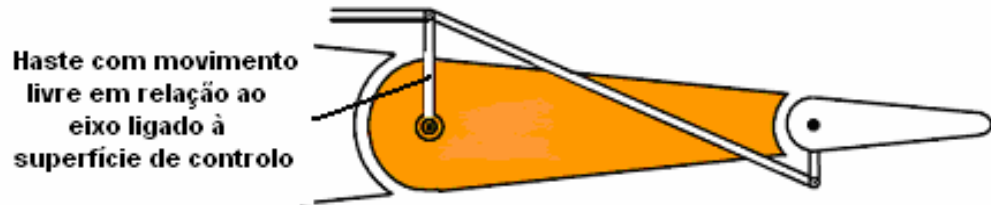


Figura 76 – Servo compensador

Servo Compensador com Mola

Este compensador funciona como servo compensador, mas apenas a velocidades de voo elevadas devido à acção de duas molas ligadas à superfície de controlo e ao sistema de comando. A baixa velocidade de voo a pressão dinâmica na superfície de controlo e compensador é baixa e a força das molas resiste à força exercida na haste de comando. O movimento do sistema de comando é transmitido à superfície de controlo não existindo movimento relativo do compensador em relação a esta. Nesta situação a superfície de controlo e o compensador funcionam como uma só superfície.

A velocidade de voo elevada a pressão dinâmica na superfície de controlo e compensador é grande, a força exercida pela haste de comando vence a força das molas e o movimento do sistema de comando é transmitido apenas ao compensador. Este por sua vez faz movimentar a superfície de controlo.

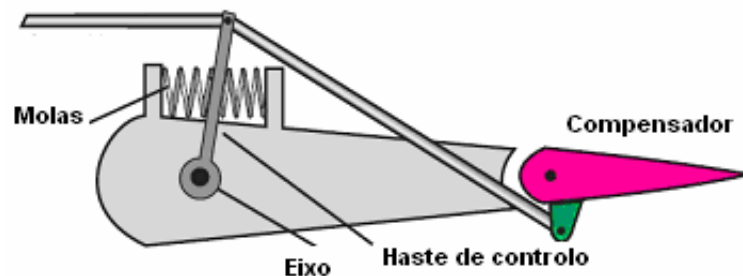


Figura 77 – Servo compensador com mola

TRANSMISSÃO DE MOVIMENTO ÀS SUPERFÍCIES DE CONTROLO DE VOO PRIMÁRIAS

O controlo do leme de direcção é efectuado por intermédio do conjunto de pedais e o controlo do leme de profundidade e dos ailerons é efectuado através de um conjunto que se move em várias direcções, chamado volante ou manche.

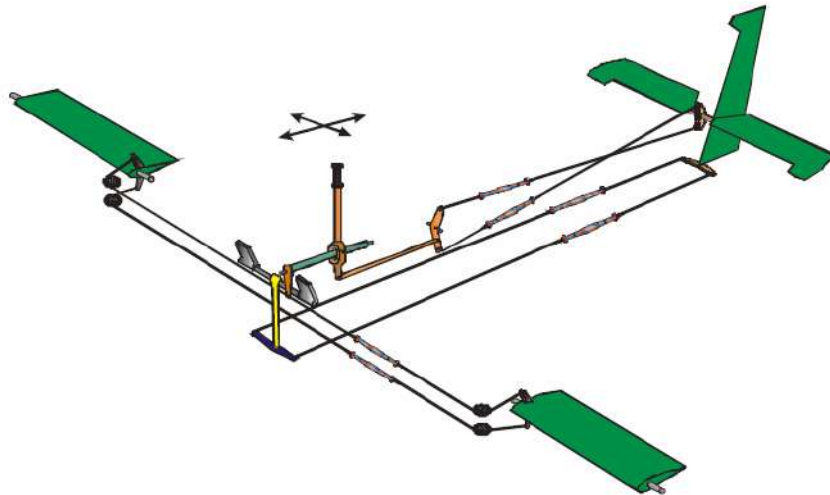


Figura 78 – Sistema de comandos das superfícies de controlo de voo

As transmissões de movimento às superfícies de controlo podem ser:

- Mecânicas;
 - Rígidas – através de tirantes;
 - Flexíveis – através de cabos e correntes:
- Hidromecânicas;
- Electromecânicas.

Nos aviões ligeiros o sistema de transmissão é mecânico e a força exercida nos comandos na cabina está directamente relacionada com a força aerodinâmica desenvolvida na superfície de controlo.

Em aviões de grande porte ou de alta velocidade são utilizados sistemas hidromecânicos ou electromecânicos. Estes sistemas utilizam uma fonte de energia hidráulica uma vez que são necessárias grandes forças para movimentar as superfícies de controlo. Estes sistemas permitem também melhores qualidades de manobra.

Sistema Mecânico

Existe uma ligação mecânica directa entre a superfície de controlo e os comandos da cabina feita através de cabos, tirantes e correntes. Nos sistemas que utilizam cabos são utilizadas roldanas, guias e esticadores. As primeiras permitem mudanças de direcção dos cabos e as segundas têm a finalidade de diminuir o atrito e evitar que os cabos se danifiquem (desfiem) em contacto com a estrutura do avião. Os esticadores destinam-se a regular a tensão dos cabos.

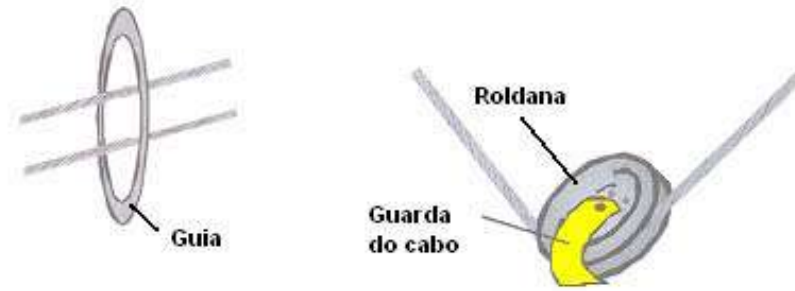


Figura 79 – Guias e roldanas utilizadas no sistema de comando

É importante manter a tensão dos cabos do sistema de controlo de voo dentro dos valores correctos. Se a tensão for demasiado baixa os cabos podem ficar frouxos permitindo um movimento excessivo dos mesmos. Se a tensão for demasiado alta o sistema de controlo torna-se difícil de movimentar. A tensão dos cabos é ajustada através de esticadores e medida com um tensímetro.

O esticador é constituído por um corpo cilíndrico-cónico no qual enroscam, nas duas extremidades, os parafusos ou forquilha de ligação aos cabos de comando. Por questões de segurança os parafusos têm que enroscar no corpo do esticador um determinado número de roscas. Para que se possa verificar se o parafuso foi enroscado correctamente existe um furo de inspecção no corpo de esticador. Após a regulação da tensão dos cabos os esticadores são bloqueados para que não haja desaperto dos mesmos.

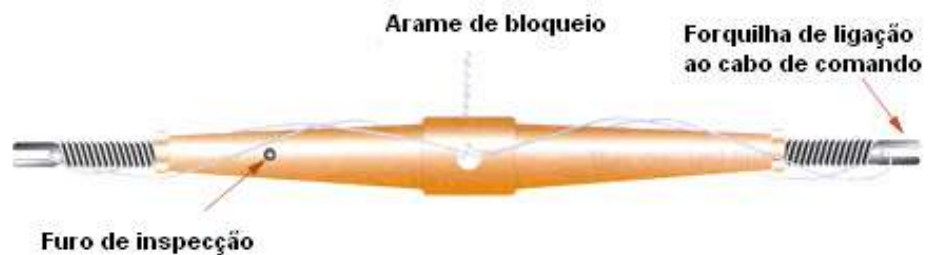


Figura 80 – Esticador dos cabos de comando

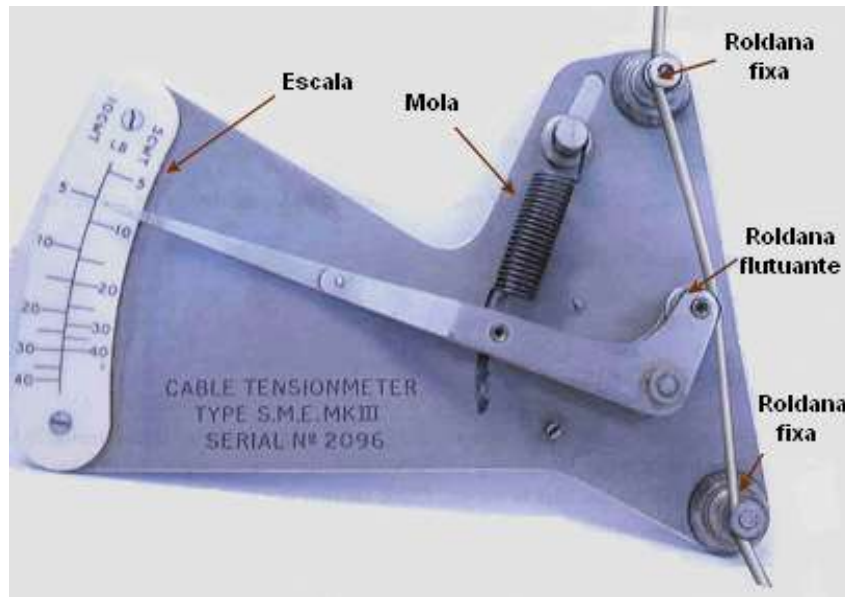


Figura 81 – Tensímetro de cabos de comando

Nas acções de manutenção, quando é verificada a tensão dos cabos, é necessário ter em conta a temperatura ambiente e efectuar as correcções recomendadas nos manuais de manutenção.

As variações de temperatura provocam alterações no comprimento dos cabos e também alterações nas dimensões da estrutura do avião. Como os materiais de construção dos cabos e da estrutura são diferentes as alterações de dimensão serão também diferentes podendo existir uma alteração no valor da tensão dos cabos. Alguns aviões de grande porte têm instalado no sistema de comandos um compensador automático de temperatura que mantém a tensão correcta dos cabos mesmo que haja variação da temperatura.

Este dispositivo consiste em dois quadrantes ligados a um veio ao qual também se encontra ligada uma manivela em forma de sino ("bell crank"). A esta manivela é ligado um tirante do sistema de comando que permite movimentar o conjunto e transmitir movimento, através dos cabos, à superfície de controlo. Os cabos encontram-se ligados aos dois quadrantes.

Existe ainda um corpo cilíndrico com duas hastes telescópicas, em cada uma das extremidades, separadas por uma mola. Este último conjunto é a unidade responsável pela regulação da tensão dos cabos. Se, por exemplo, os cabos sofrerem um aumento de comprimento, por aumento da temperatura, as hastes sofrem também uma dilatação aumentando o diâmetro do círculo formado pelos dois quadrantes. Este aumento de diâmetro provoca um aumento de tensão nos cabos mantendo-a dentro dos valores correctos, figura 82.

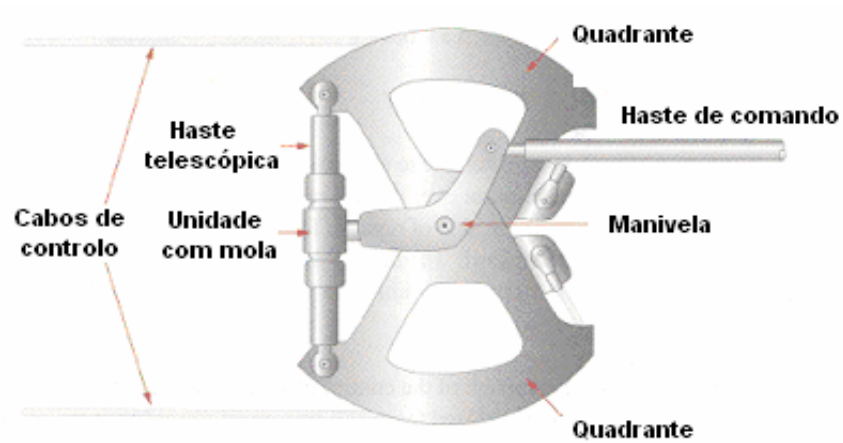


Figura 82 – Compensador automático de temperatura

Os sistemas mecânicos, além de cabos podem utilizar correntes, tirantes, alavancas e manivelas. Estas últimas permitem a mudança de direcção do movimento dos tirantes. As alavancas encontram-se ligadas às superfícies de controlo, normalmente através de um tubo de torque, ao qual transmitem movimento.

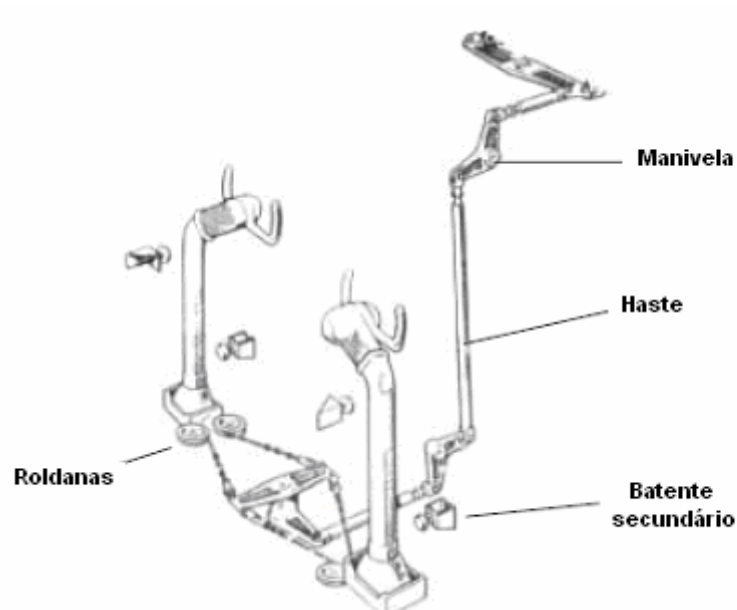


Figura 83 – Sistema de comando através de tirantes

A amplitude de movimento das superfícies de controlo é limitada e regulada por batentes mecânicos (stops). Existem batentes junto às superfícies de controlo, batentes primários, e batentes dos dispositivos de comando na cabina, batentes secundários. Existe uma pequena folga entre os batentes primários e os batentes secundários. Estes só actuam se houver uma falha ou uma má regulação dos batentes primários

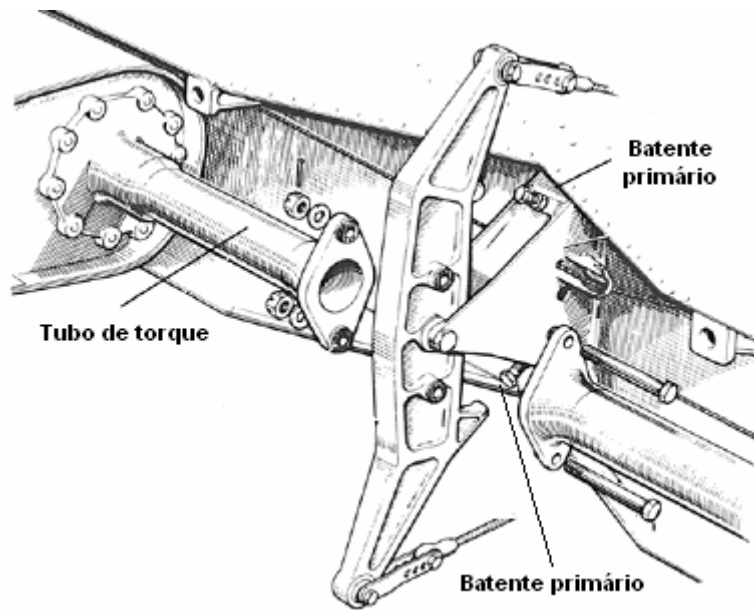


Figura 84 – Batentes primários

Sistema Hidromecânico

Este sistema utiliza simultaneamente ligações mecânicas e actuadores hidráulicos. As ligações mecânicas, cabos e tirantes, actuam servo válvulas mecânicas de controlo da pressão hidráulica para os actuadores. Estes transmitem movimento às superfícies de controlo às quais se encontram ligados.

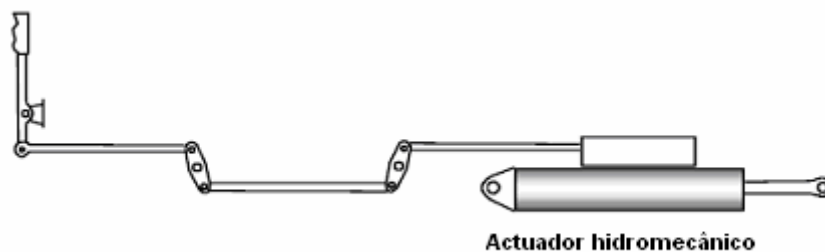


Figura 85 – Sistema hidromecânico

Sistema Hidroeléctrico

Este sistema utiliza computadores de voo que recebem dados de sensores de movimento e de acelerómetros que medem os sinais de controlo como posição do manche, volante ou coluna de controlo e a posição das superfícies de controlo de voo. Os computadores processam a informação recebida a cada momento e enviam sinais eléctricos para as electro-válvulas dos actuadores hidráulicos. As electro-válvulas controlam a pressão para os actuadores e estes movimentam as superfícies de controlo.

Este sistema é conhecido por "Fly-By-Wire" e é utilizado em modernos aviões de transporte e de combate.

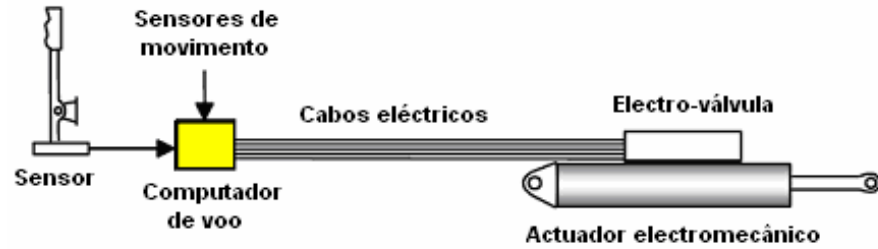


Figura 86 – Sistema hidroelétrico

Os sistemas de controlo de voo que utilizam o sistema hidromecânico ou electromecânico são denominados sistemas de controlo de voo assistidos (existe uma fonte externa de energia para movimentar as superfícies de controlo de voo). Os sistemas hidromecânicos podem ser parcial ou totalmente assistidos. Os hidroelétricos são totalmente assistidos.

Um sistema é parcialmente assistido quando uma parte da força necessária para movimentar a superfície de controlo de voo é fornecida pelo piloto, através do sistema mecânico de controlo, e outra parte é fornecida por um actuador hidráulico. O movimento do sistema de controlo é transmitido simultaneamente à superfície de controlo de voo e à servo válvula de controlo da pressão para o actuador hidráulico, figura 87.

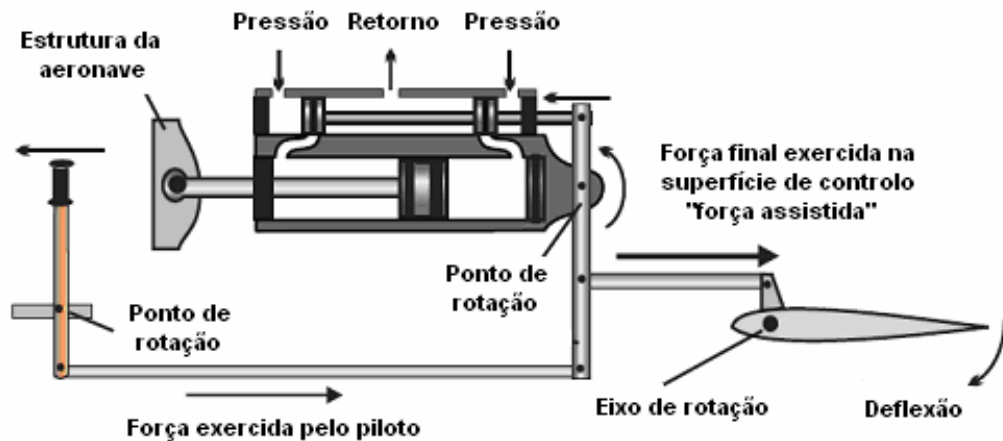


Figura 87 – Sistema parcialmente assistido

Nos sistemas hidromecânicos totalmente assistidos é utilizada uma unidade de controlo de potência, instalada entre a superfície de controlo de voo e o comando na cabina. Esta unidade pode ser do tipo ilustrado na figura 88 sendo constituída por uma actuador hidráulico de duplo efeito e uma servo válvula. O corpo do actuador encontra-se ligado à superfície de controlo e a haste à estrutura da aeronave. O

movimento do sistema de controlo é apenas transmitido à servo válvula que controla a pressão hidráulica para o actuador. Este movimenta-se proporcionalmente ao movimento da servo válvula fazendo movimentar a superfície de controlo.

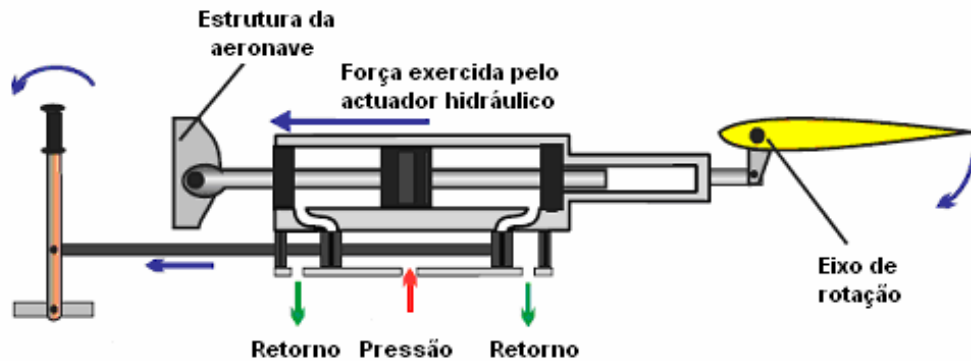


Figura 88 – Sistema hidromecânico totalmente assistido

O princípio de funcionamento da unidade de controlo é o seguinte: quando, por exemplo, se pretende uma determinada deflexão para cima do leme de profundidade a coluna de controlo (manche) é puxada para traz (figura 89). Este movimento faz deslocar a servo válvula para a esquerda abrindo a entrada de pressão para a câmara esquerda do actuador e a saída de óleo da câmara do lado direito para a linha de retorno. Este diferencial de pressões nas duas câmaras faz deslocar o corpo do actuador para a esquerda enquanto a servo válvula não voltar à posição neutral. Este movimento faz deflectir para cima a superfície de controlo uma vez que se encontra ligada ao corpo do actuador.

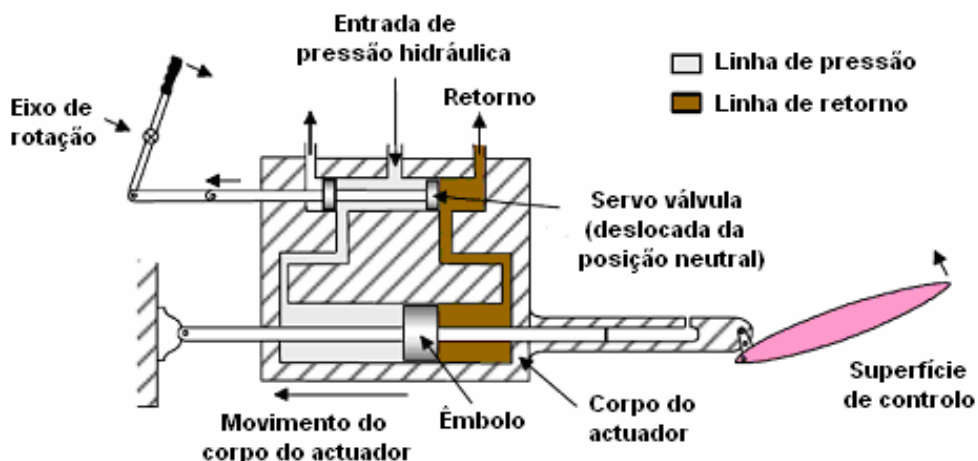


Figura 89 – Funcionamento da unidade de controlo

À medida que o corpo do actuador se desloca para a esquerda a servo válvula vai-se aproximando da

posição neutral. Quando esta posição é atingida é fechada a entrada de pressão e a saída para o retorno e estabelecido o bloqueio hidráulico (Figura 90) mantendo a superfície de controlo na posição seleccionada. Esta posição é mantida até nova acção nos comandos de voo.

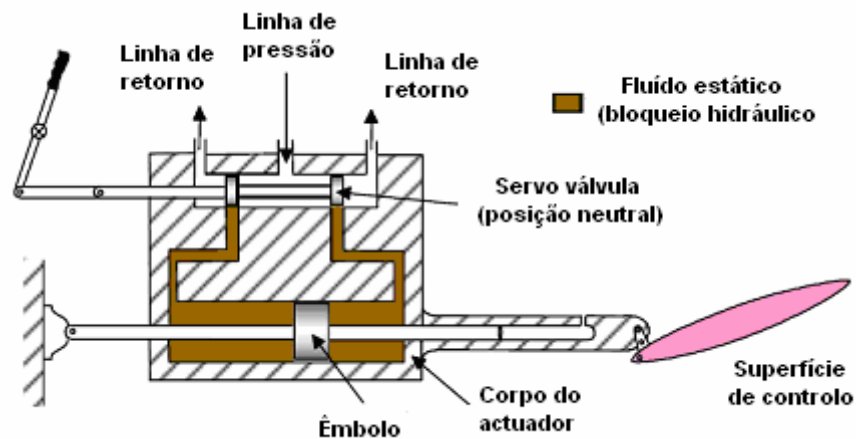


Figura 90 – Bloqueio hidráulico da unidade de controlo

Como não existe uma ligação física directa entre os comandos na cabina e a superfície de controlo de voo, se a unidade de controlo falhar, ou se existir uma falha de pressão hidráulica, o sistema de controlo fica inoperativo. Para que tal não aconteça são utilizados sistemas de redundância que consistem na instalação em mais que uma unidade de controlo por cada superfície de controlo de voo operadas por sistemas hidráulicos independentes.

UNIDADE DE SENSIBILIDADE ARTIFICIAL

Nos sistemas mecânicos as cargas aerodinâmicas exercidas sobre as superfícies de controlo são transmitidas directamente aos comandos na cabina. A força que o piloto tem que exercer para actuar os comandos é proporcional a essas cargas, que por sua vez, dependem da velocidade de voo e da amplitude de deflexão das superfícies de controlo.

Nos sistemas totalmente assistidos as cargas aerodinâmicas exercidas sobre as superfícies de controlo são apenas transmitidas à unidade de controlo de potência. A força que o piloto tem que exercer nos comandos é muito pequena, apenas a necessária para actuar a servo válvula.

Para que o piloto tenha uma noção das cargas aerodinâmicas exercidas nas superfícies, prevenindo sobrecargas nas estruturas, são incorporadas nestes sistemas unidade de sensibilidade artificial que aumentam a força necessária para actuar o sistema de comandos. Estas unidades têm, na maioria dos casos, um mecanismo de auto-centragem que movimentam as superfícies e os comandos na cabina, quando estes são deixados livres, para a posição neutra.

As unidades de sensibilidade artificial podem consistir em:

- Unidade com molas;
- "Pitot-Static";
- "Hidraulic Q-feel";
- Combinação dos sistemas anteriores.

Unidade com Molas

Consiste em ligar à coluna de controlo uma unidade cujas molas são comprimidas ou distendidas sempre que aquela for movimentada. A força das molas aumenta a carga nos comandos proporcionalmente à amplitude de movimento da coluna de controlo e amplitude de deflexão das superfícies de controlo. Este sistema não tem em conta a velocidade de voo sendo eficaz apenas a baixas velocidades.

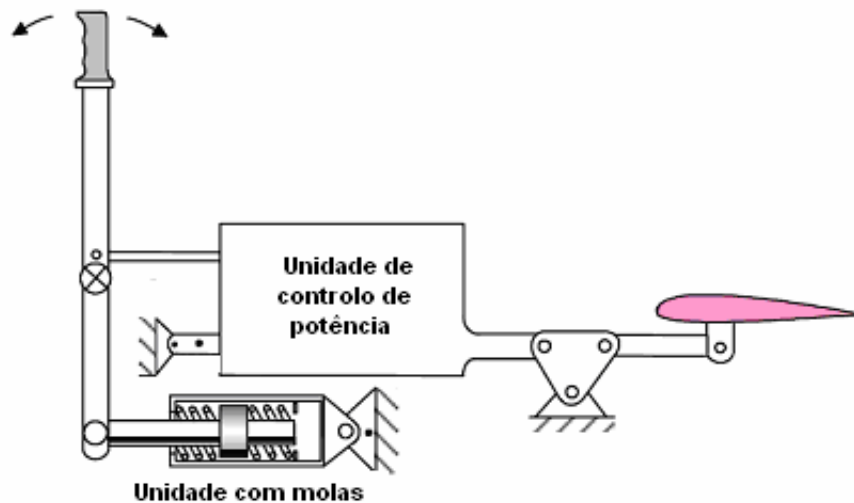


Figura 91 – Unidade de sensibilidade artificial com molas

Sistema "Pitot-Static"

Consiste num cilindro com um êmbolo no seu interior, uma haste que liga o êmbolo à coluna de comando, uma entrada de pressão estática para uma das câmaras do cilindro e uma entrada de pressão de pitot (pressão total) para a outra câmara. A ligação da haste à coluna de controlo é efectuada através de um mecanismo que faz com que o êmbolo seja sempre movimentado na direcção da entrada da pressão de pitot.

Para movimentar o êmbolo é necessário vencer a pressão que corresponde à diferença entre a pressão estática e a pressão de pitot (esta diferença é a pressão dinâmica) o que faz aumentar a carga nos comandos. Uma vez que a pressão dinâmica aumenta com o aumento da velocidade de voo, a carga nos comandos, transmitida pela unidade artificial, aumenta proporcionalmente ao aumento de velocidade.

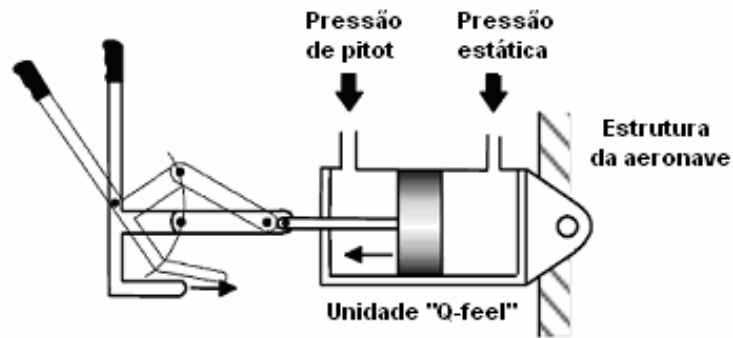


Figura 92 – Unidade de sensibilidade artificial “Pitot-Static”

Sistema “Hidraulic Q-Fell”

O sistema “Pitot-Static” trabalha apenas com pressão total e a pressão estática do ar. Este sistema para ser eficaz tem que utilizar componentes com dimensões consideráveis. Se no cilindro for utilizada pressão hidráulica, em vez da pressão do ar, este pode ter dimensões muito menores. É o que acontece no sistema “hidraulic Q-fell”.

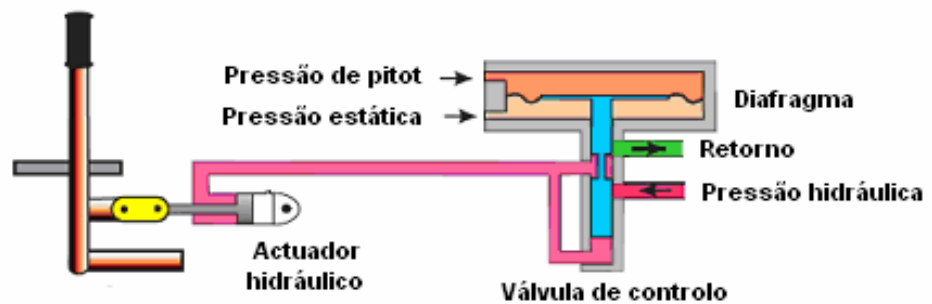


Figura 93 – Unidade de sensibilidade artificial “hidraulic Q-fell”

O sistema “hidraulic Q-fell” utiliza as pressões estática e de pitot, mas apenas para controlo de uma válvula que regula a entrada de pressão para o cilindro. É esta pressão que faz aumentar a carga nos comandos.

Sistema “Hidraulic Q-Fell” com Mola

Os sistemas modernos são uma combinação dos anteriores. Ao sistema “hidraulic Q-fell” é adicionada uma mola que torna o sistema eficaz a baixa velocidade sendo também responsável pela auto centragem.

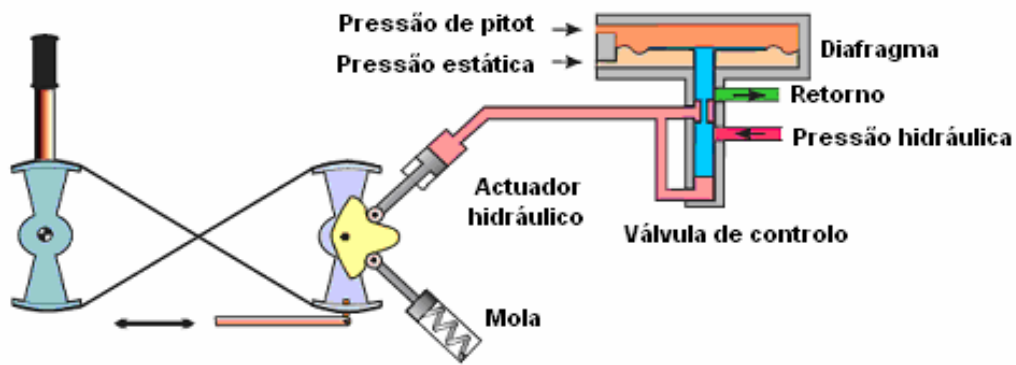


Figura 94 – Unidade de sensibilidade artificial “hidraulic Q-fell” com mola

SUPERFÍCIES DE CONTROLO DE VOO SECUNDÁRIAS – COMPENSADORES

O princípio de actuação dos compensadores foi já, em larga medida, abordado nos parágrafos referentes ao balanço aerodinâmico das superfícies de controlo. Nos parágrafos seguintes serão referidos compensadores (“trim tabs”) cuja finalidade é diferente da dos compensadores referidos anteriormente. Os utilizados no balanço aerodinâmico destinam-se a movimentar ou a facilitar o movimento das superfícies de controlo, os “trim tabs” são utilizados para:

- Manter o equilíbrio estático e dinâmico do avião;
- Aliviar ou neutralizar a força exercida nos comandos pelo piloto.

O avião pode necessitar de ser compensado devido a:

- Alterações de velocidade;
- Alterações de potência;
- Alteração da posição do CG.

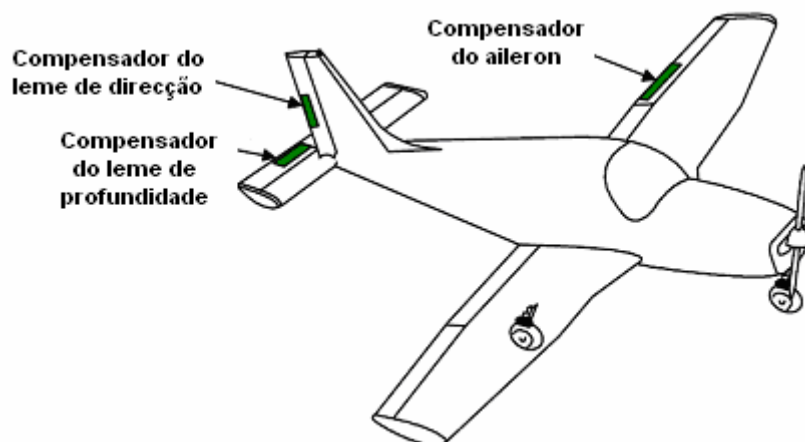


Figura 95 – Compensadores

Para manter a superfície de controlo na posição requerida o compensador é deflectido no sentido contrário ao sentido de deflexão da superfície de controlo. O movimento do compensador pode ser obtido através de uma ligação mecânica, utilização de cabos desde a cabina até ao compensador, ou através de um motor eléctrico colocado junto ao compensador.

O comando na cabina utilizado no sistema de cabos consiste normalmente numa roda ou numa alavanca sendo o movimento dos cabos transmitido a um veio sem-fim ligado ao compensador.

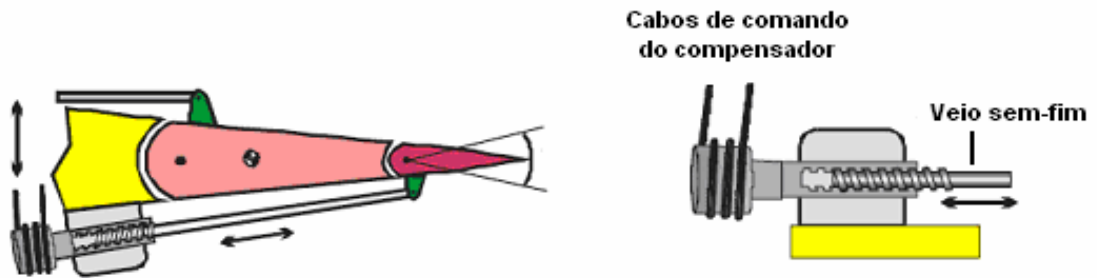


Figura 96 – Compensador movimentado mecanicamente através de cabos

O motor eléctrico é reversível e comandado (comando do compensador) através de um interruptor na cabina de pilotagem. O interruptor pode estar localizado no punho do manche ou volante de controlo ou numa consola da cabina. O movimento de rotação do veio do motor é transmitido ao veio sem-fim ligado ao compensador. Para que as amplitudes máximas de deflexão não sejam excedidas existem “switches” limitadores de fim de curso que interrompem o fornecimento de corrente ao motor quando o compensador atinge a amplitude de máxima deflexão.

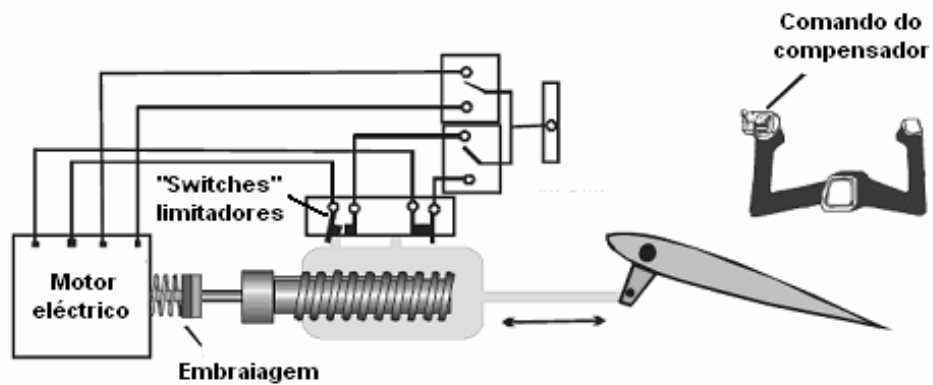


Figura 97 – Compensador actuado através de um motor eléctrico

Compensadores Fixos

Existem compensadores fixos que apenas podem ser ajustados no solo para corrigir qualquer tendência

que o avião tenha para alterar a sua posição de equilíbrio em voo.

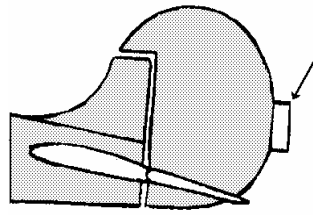


Figura 98 – Compensador fixo

Nos estabilizadores horizontais com ângulo de incidência variável a compensação é efectuada através da alteração do ângulo de incidência do estabilizador mantendo o leme de profundidade na posição neutral. Para movimentar o estabilizador é normalmente utilizado um actuador accionado por um motor eléctrico.

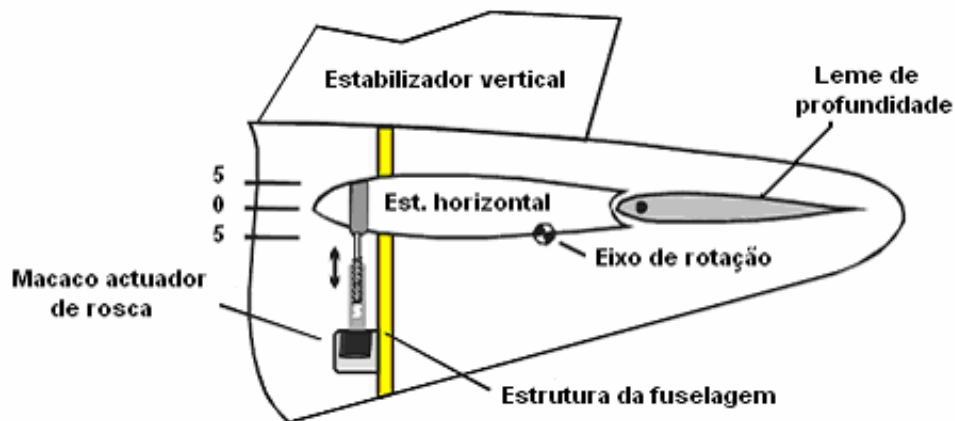


Figura 99 – Compensação efectuada no estabilizador horizontal

Alguns aviões de grande porte utilizam um processo de compensação longitudinal que consiste na transferência de combustível dos depósitos das asas ou da parte central da fuselagem para um depósito situado na cauda. A transferência de combustível provoca uma ligeira deslocação do centro de gravidade do avião para a retaguarda conseguindo-se uma alteração (compensação) em termos de estabilidade longitudinal.

SUPERFÍCIES DE CONTROLO DE VOO AUXILIARES

Para que um avião tenha a máxima eficiência nas diferentes fases de voo, decolagem, subida, cruzeiro, descida e aterragem, é necessário que disponha de dispositivos que modifiquem as características aerodinâmicas dos planos geradores de sustentação. Para produzir as alterações desejadas são utilizados flaps, fendas, spoilers e travões aerodinâmicos, geralmente instalados nas asas. O número e complexidade destes dispositivos dependem do tipo de operação e da velocidade de voo para as quais o avião foi projectado. Os aviões ligeiros estão apenas equipados com um par de flaps simples que normalmente se estendem totalmente durante a aterragem e podem ser parcialmente estendidos durante a decolagem.

Outros aviões podem ter dispositivos mais complexos instalados quer no bordo de ataque quer no bordo de fuga das asas.

Os flaps e as fendas são denominados dispositivos de alto coeficiente de sustentação uma vez que aumentam o coeficiente de sustentação da asa. Os spoilers são dispositivos que destroem a sustentação e aumentam a resistência. Os travões aerodinâmicos destinam-se a aumentar a resistência e reduzir a velocidade podendo também reduzir a sustentação quando instalados nas asas.

Flaps

São superfícies com perfil aerodinâmico, instaladas no bordo de fuga e no bordo de ataque das asas, articuladas com charneiras ou através de calhas deslizantes, cuja finalidade é aumentar a curvatura e em alguns casos também a área da asa.

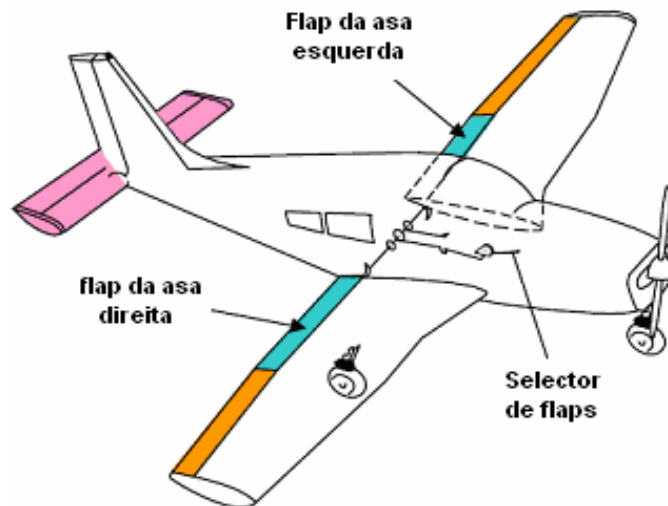


Figura 100 – Flaps de bordo de fuga da asa

Os flaps de bordo de fuga são instalados sensivelmente desde a raiz até meio da asa e podem ser do tipo:

- Simples;
- De intradorso;
- Extensível;
- Múltiplo.

Flap simples – Aumenta a curvatura do perfil da asa quando deflectido.

Flap de intradorso – Este flap encontra-se no intradorso da asa. Quando recolhido forma a

superfície inferior junto ao bordo de fuga da asa. Quando estendido produz um efeito semelhante ao flap simples.

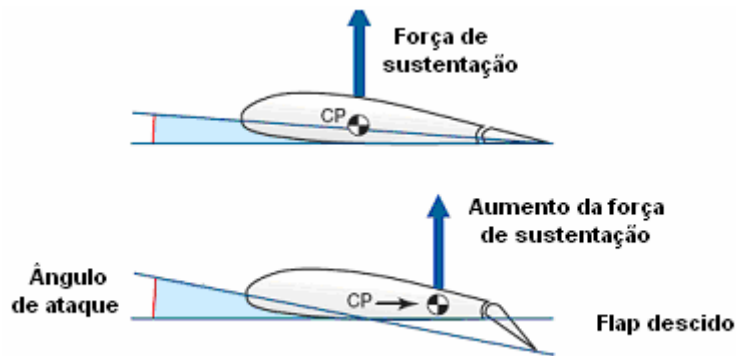


Figura 101 – Flap simples de bordo de fuga

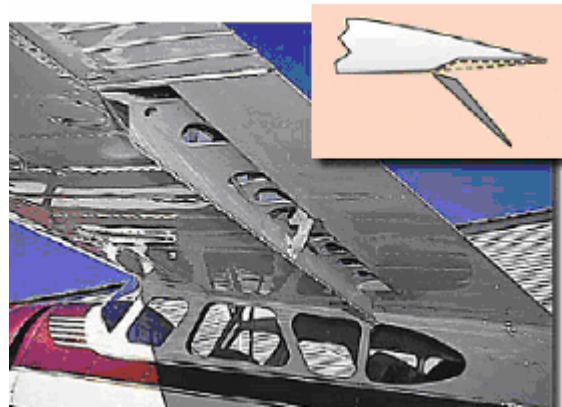


Figura 102 – Flap de intradorso

Flap com fenda – Flap semelhante ao flap simples com a diferença de que ao deflectir abre uma fenda entre o bordo de fuga da asa e o bordo de ataque do flap. Esta fenda permite a passagem de ar da parte inferior para a parte superior da asa.



Figura 103 – Flap com fenda

Flap extensível – Este flap quando estendido aumenta a curvatura e a área da asa devido ao seu movimento para baixo e para a retaguarda.

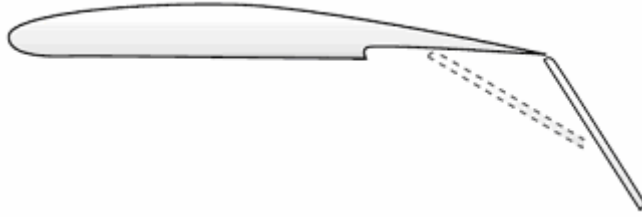


Figura 104 – Flap extensível

Flap extensível com fenda – Este dispositivo aumenta a curvatura e área da asa e abre uma fenda entre o bordo de fuga da asa e o bordo de ataque do flap.

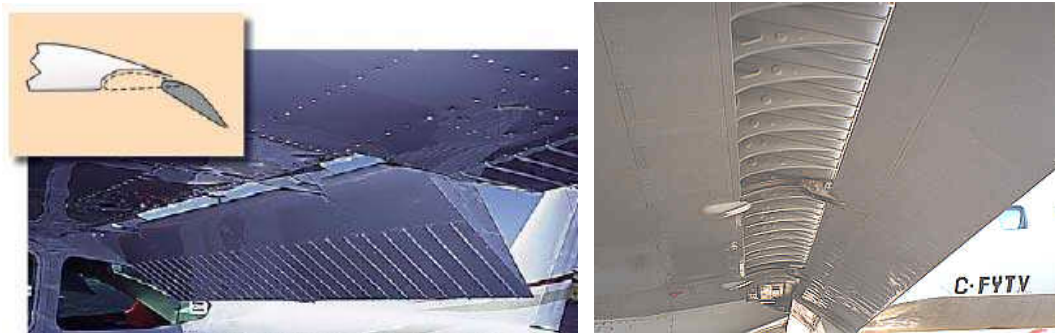


Figura 105 – Flap extensível com fenda

Flap extensível com fendas múltiplas – Dispositivo utilizado em aviões de grande porte. Ao deflectir aumenta a curvatura e área da asa e abre duas ou três fendas.

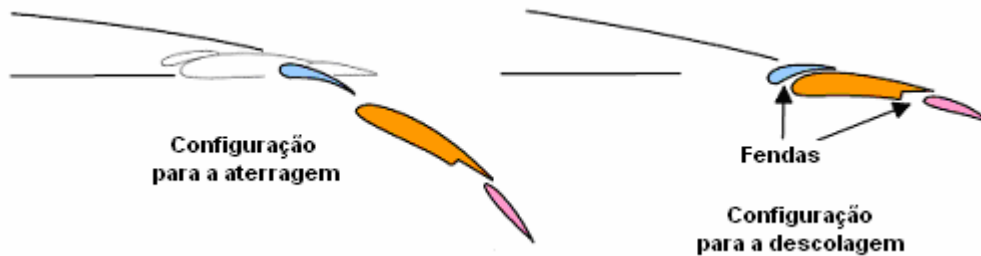


Figura 106 – Flap extensível com fendas múltiplas



Figura 107 – Flap extensível com fendas múltiplas

Alguns aviões utilizam simultaneamente flaps de bordo de fuga e de bordo de ataque. Estes últimos destinam-se a aumentar a curvatura da asa e podem ser de dois tipos:

- “Kreuger flaps”;
- “Variable camber flaps”.

“kreuger flaps” - Consistem em painéis que abrem no bordo de ataque da asa. São accionados normalmente através de actuadores hidráulicos.

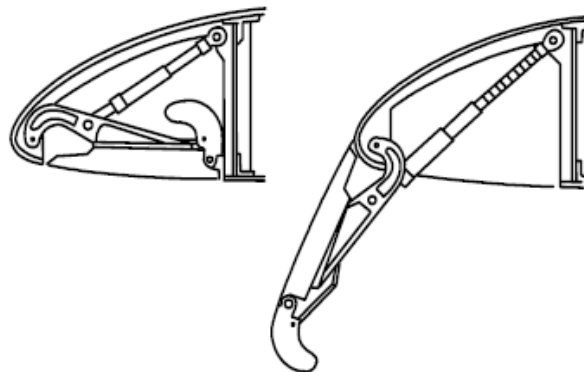


Figura 108 – “kreuger flaps”

“Variable cambar flap” – Este dispositivo constitui o bordo de ataque da asa. Quando accionado provoca a descida do bordo de ataque aumentando a curvatura do perfil.

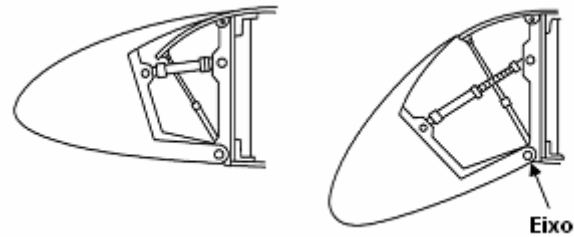


Figura 109 – Variable cambar flaps

Fendas de Bordo de Ataque

As fendas de bordo de ataque são dispositivos com a finalidade de retardar a separação da camada limite através da passagem de ar do intradorso (zona de maior pressão) para o extradorso da asa (zona de menor pressão) permitindo que o avião possa operar a ângulos de ataque mais elevados. As fendas podem ser:

Fixas – Construção da asa com uma fenda no bordo de ataque.



Figura 110 – Fenda de bordo de ataque fixa

Móveis – A zona do bordo de ataque da asa (“Slat”) pode estar encostada à asa ou deslocar-se para a frente abrindo uma fenda. Pode ser operada mecanicamente, controlada pelo piloto, ou de forma automática através da diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa.

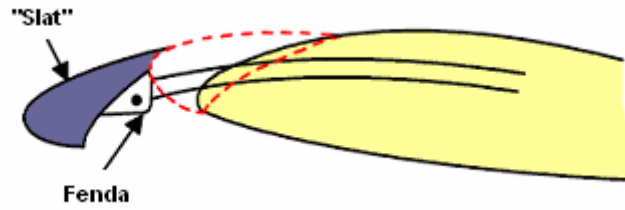


Figura 111 – Fenda móvel

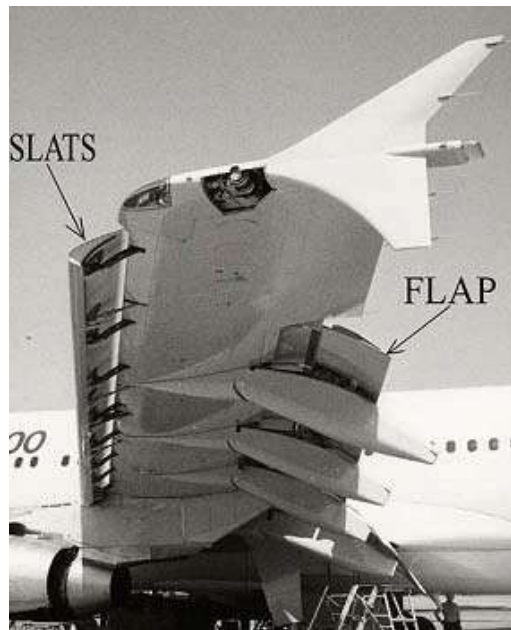


Figura 112 – Dispositivo de bordo de ataque e de bordo de fuga

Spoilers

Consistem em painéis instalados na parte superior da asa que quando accionados (abertos) provocam turbulência no escoamento de ar que se traduz num aumento de resistência e numa diminuição da sustentação.

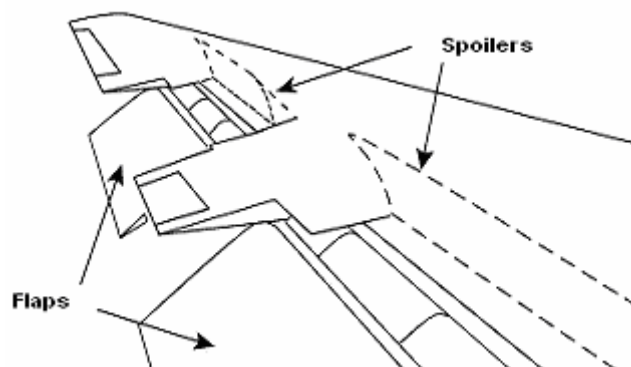


Figura 113 – Spoilers e flaps

Os spoilers, quanto ao modo de instalação na asa, podem ser de dois tipos:

Spoilers verticais – Consistem em painéis que abrem perpendicularmente à linha de corda. Quando recolhidos, a parte superior do spoiler coincide com a superfície superior da asa.

Spoilers de eixo – Painéis fixos à asa através de um eixo. Quando accionado o spoiler roda em torno do eixo deflectindo para cima.

Quanto à função que desempenham os spoilers podem ser:

Spoilers de controlo lateral – Utilizados para controlo lateral do avião em conjunto com os ailerons. Evitam os problemas de torção provocados pela utilização dos ailerons de ponta da asa a grandes velocidades de voo. No controlo lateral os spoilers abrem na asa em que o aileron sobe permanecendo fechados na asa em que o aileron desce.

Travões aerodinâmicos – Actuam em simultâneo nas duas asas podendo ser accionados

- **Em voo** – Funcionam como “speed brakes” provocando um aumento de resistência e uma diminuição da sustentação e da velocidade de voo.
- **No solo** – Accionados imediatamente após o toque das rodas na pista. Reduzem a sustentação fazendo com que o peso do avião seja suportado, mais rapidamente, na sua totalidade, pelo trem de aterragem aumentando a eficiência dos travões. Este facto associado ao aumento de resistência provocado pelos spoilers traduz-se em corridas de aterragem mais curtas.

Alguns modelos de aviões possuem três conjuntos de painéis de spoilers:

- Spoilers de ponta da asa utilizados para controlo lateral;
- Spoilers intermédios ou de meio da asa utilizados normalmente como “speed brakes”;
- Spoilers de interior da asa utilizados como spoilers de solo.

A maioria dos aviões de caça possui “speed brakes” instalados na fuselagem.



Figura 114 – Speed brak instalado na parte superior da fuselagem

TREM DE ATERRAGEM

O trem de aterragem desempenha funções importantes como a de suportar o avião durante as operações no solo, absorver as cargas e amortecer as vibrações durante a aterragem, proporcionar um meio de desaceleração do avião e ainda proporcionar espaço para hélices e flaps e facilitar as operações de carga.

O trem de aterragem compreende conjuntos principais e auxiliares que podem ser fixos ou retrateis e vários componentes como rodas, amortecedores, travões, mecanismos de retracção, comandos, dispositivos de aviso, coberturas e elementos estruturais para a sua fixação à estrutura do avião.

Os conjuntos principais localizam-se nas asas ou parte central da fuselagem e suportam cerca de 90% do peso do avião. O trem auxiliar consiste nas instalações de roda de cauda ou de nariz ou em patins de cauda e reforços necessários. Pode incluir também um sistema de controlo direccional do avião durante a rolagem ("steering").

Qualquer avião tem que estar preparado para descolar e aterrar numa das seguintes superfícies:

- Água;
- Neve e gelo;
- Superfícies não preparadas;
- Superfícies preparadas.

Tendo em conta o tipo de superfície onde é efectuada a descolagem e a aterragem existem os seguintes grupos de aviões:

- Aviões com trem ("Land planes") – Aviões desenhados para descolagem e aterragem em superfícies preparadas e não preparadas utilizando trem com rodas ou com "skis" se existir neve ou gelo.
- Hidroaviões ("Seaplanes") – Descolagem e aterragem apenas na água (fuselagem desenhada para flutuar)
- Aviões com flutuadores ("Floatplanes") – Aviões com flutuadores em substituição de rodas no trem de aterragem
- Anfíbios ("Amphibians") – Aviões desenhados para descolar e aterrar na água ou em superfícies preparadas. Possuem trem de aterragem e fuselagem desenhada para flutuar.

Um moderno trem de aterragem deve satisfazer os seguintes requisitos:

- Absorver as cargas na aterragem e amortecer as vibrações;
- Suportar cargas laterais durante as operações do avião no solo;
- Suportar o avião no solo;
- Proporcionar a mínima fricção entre o avião e o solo;

- Possuir baixo coeficiente de resistência;
- Suportar cargas em voo.

Os trens de aterragem podem ser:

- Fixos;
- Retracteís.

Trens Fixos

Trem fixo à estrutura do avião e por vezes equipado com coberturas ou carenagens a fim de reduzir a resistência em voo. São utilizados em aviões de baixa velocidade, aviões ligeiros e alguns aviões de maior porte cuja simplicidade é importante. Provocam uma redução da performance do avião porque geram mais resistência em voo. Requerem menor manutenção e têm um custo inicial mais baixo.

Trens Retracteís

Este tipo de trem foi desenvolvido para eliminar, tanto quanto possível, a resistência aerodinâmica provocada pela exposição do trem ao escoamento do ar durante o voo. São utilizados em aviões de alta performance onde o aspecto da resistência é importante. Após a descolagem o trem é recolhido e alojado nas asas e fuselagem do avião. Tem maior peso, maior complexidade devido aos mecanismos de extensão e retracção e requer mais manutenção.

AMORTECIMENTO DE CARGAS

Os trens costumam ser classificados em função do dispositivo utilizado para absorver as cargas na aterragem e amortecer as vibrações podendo ser do tipo:

- Discos de borracha;
- Pernas em mola de aço;
- Barra de torção;
- Óleo-pneumáticos.

Discos de Borracha

Sistema utilizado nos primeiros aviões ligeiros. A compressão dos blocos absorve a energia durante a aterragem e absorve algumas vibrações durante a rolagem.

Pernas em Mola de Aço

Alguns aviões ligeiros utilizam trens cuja perna consiste numa mola (lâmina) em liga de aço capaz de absorver as cargas na aterragem e as vibrações durante as operações do avião no solo.



Figura 115 – Amortecedor de discos de borracha

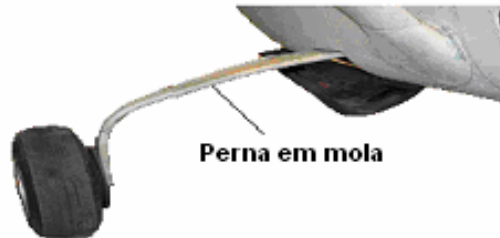


Figura 116 – Amortecedor em mola de aço

Barra de Torção

O amortecimento através de barras de torção pode ser utilizado em aviões ligeiros com pequeno peso. A barra possui elasticidade suficiente para torcer e absorver cargas durante a torção.



Figura 117 – Amortecedor de barra de torção

Amortecedores Óleo-pneumáticos

O sistema normalmente utilizado para absorver as cargas durante a aterragem e amortecer as vibrações durante a rolagem é o amortecedor óleo-pneumático. Este dispositivo constitui a perna do trem e consiste em dois cilindros, um ligado à estrutura principal do trem e à estrutura do avião e outro ligado à roda. Este último pode mover-se verticalmente no interior do primeiro durante o processo de amortecimento.

O princípio de funcionamento é o seguinte: um dos cilindros é carregado com gás (azoto) e o outro com óleo. O óleo encontra-se em duas câmaras ligadas entre si por passagens (orifícios) calibradas. Quando o conjunto sofre uma carga o gás é comprimido absorvendo a energia, diminuindo de volume e provocando o movimento do cilindro ligado à roda para o interior do cilindro ligado à estrutura do avião (recolha da perna do trem). Este movimento força a passagem do óleo de uma câmara para a outra através dos orifícios calibrados regulando a razão de compressão do gás e, portanto, a razão de amortecimento e recolha da perna do trem.

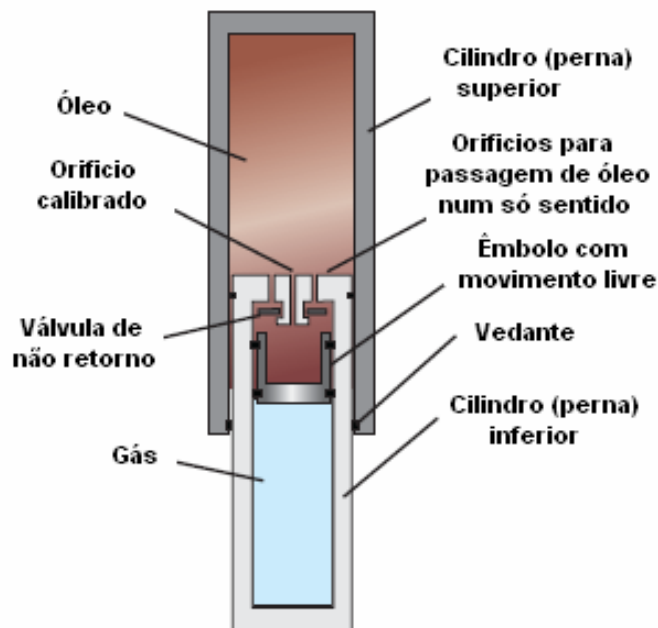


Figura 118 – Amortecedor óleo-pneumático

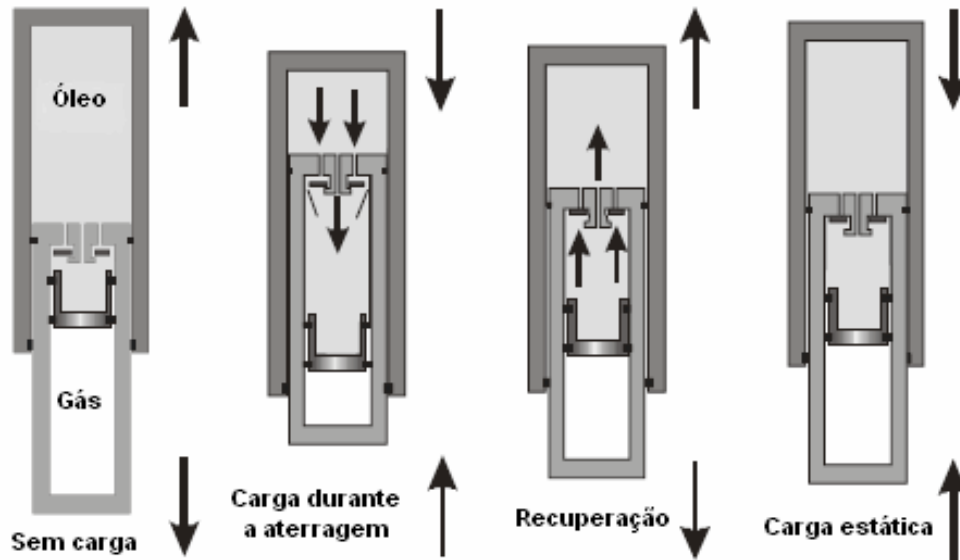


Figura 119 – Funcionamento do amortecedor óleo-pneumático

A figura 119 ilustra o funcionamento do amortecedor óleo-pneumático durante a aterragem. Quando o avião se encontra no ar o amortecedor está sem carga e a perna distendida devido à pressão do gás. O óleo encontra-se quase na sua totalidade na câmara superior.

Ao tocar na pista o amortecedor absorve o peso e a velocidade vertical do avião. A carga de aterragem provoca a recolha do cilindro inferior do trem forçando a compressão do gás e a passagem do óleo da câmara superior para a câmara inferior através dos orifícios calibrados. Estes ao restringirem a passagem de óleo regulam a razão de compressão do gás e de amortecimento. Nesta fase o amortecedor absorve a carga provocada pelo peso, mas também a provocada pela velocidade vertical do avião o que faz com que exista a máxima compressão do gás (máxima recolha da perna do trem).

De seguida verifica-se uma recuperação do amortecedor uma vez que passa a suportar apenas o peso do avião. Para que esta recuperação não seja demasiado brusca alguns dos orifícios de passagem de óleo são fechados através de válvulas de não retorno.

Após a recuperação o amortecedor estabiliza sofrendo apenas ligeiras oscilações durante a rolagem do avião. Nesta fase a razão de compressão do gás é proporcional ao peso do avião.

Para que o cilindro inferior não rode em relação ao cilindro superior mantendo a roda alinhada é utilizado um dispositivo denominado tesoura ou "torque link" que liga os dois cilindros e evita o movimento de rotação. Este dispositivo suporta também pequenas cargas laterais.

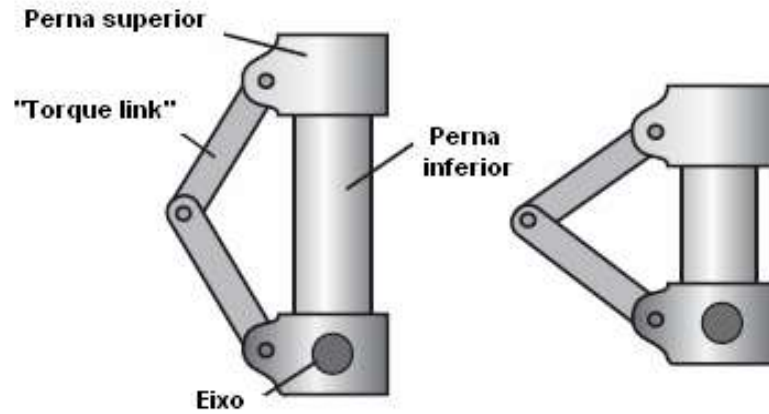


Figura 120 – "Torque link" da perna do trem

LOCALIZAÇÃO DO TREM NA AERONAVE

Em relação à sua disposição no avião o trem de aterragem pode ser:

- Convencional – Trem auxiliar situado na cauda;
- Em triciclo – Trem auxiliar situado na parte frontal do avião (nariz).



Figura 121 – Trem convencional



Figura 122 – Trem em triciclo

Trem Convencional

No trem convencional a roda de cauda pode ser totalmente livre, "full castoring", rodando lateralmente

em resposta a uma travagem diferencial ou a forças aerodinâmicas do leme de direcção. Pode, em alguns casos, ser bloqueada pelo piloto na posição de alinhada com o eixo longitudinal do avião diminuindo a tendência de desvio lateral da cauda do avião durante a rolagem de descolagem. Alguns trens estão equipados com molas que tendem a posicionar e a manter a roda alinhada com o eixo longitudinal da aeronave.



Figura 123 – Roda de cauda com molas de auto-centragem

Trem em Triciclo

Os modernos aviões possuem um trem retráctil em triciclo com dois trens principais colocados atrás do centro de gravidade do avião, instalados nas asas ou fuselagem, que suportam cerca de 90% do peso do avião e dos choques durante a aterragem. O trem de nariz tem incorporado, na maioria dos casos, um sistema direccional, "steering".

O movimento de retracção e extensão é usualmente efectuada através de um sistema hidráulico. Em alguns aviões ligeiros pode ser utilizado um sistema eléctrico ou pneumático. Por vezes existe um sistema de potência apenas para retracção sendo a extensão ou descida efectuada pela acção do peso do trem (descida por gravidade).

Neste tipo de trem são utilizados mecanismos de bloqueamento, em cima e em baixo, indicadores de trem bloqueado, dispositivos que previnem a retracção quando o avião se encontra no solo e um sistema de aviso que actua caso o avião faça uma aproximação à aterragem com o trem recolhido.

Os factores que afectam o desenho de construção do trem são:

- Tamanho e peso do avião;
- Tipo de missão para a qual o avião é projectado;
- Localização da asa em relação à fuselagem alta ou baixa;
- Performance do avião;
- Construção do avião e problemas associados de arrumação do trem quando recolhido.

TREM PRINCIPAL

O trem principal encontra-se normalmente ligado à asa do avião podendo, em aviões de grande porte, estar ligado à fuselagem. Para além de cargas verticais de compressão, provocadas pelo peso do avião e pelas cargas durante a aterragem, o trem tem que suportar, durante as manobras no solo, cargas horizontais (para a frente e para trás) e cargas laterais e de torção.

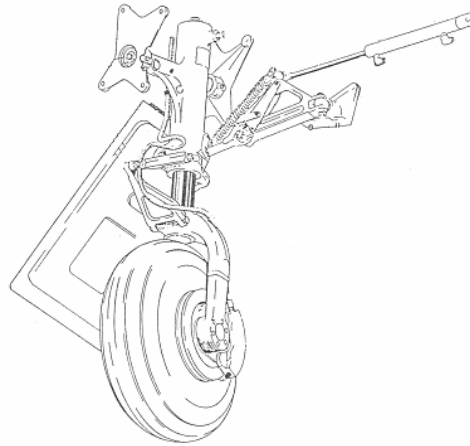


Figura 124 – Perna de trem principal de um avião ligeiro

Para poder suportar todo o tipo de cargas a que pode ser sujeito o trem possui, para além do amortecedor, componentes estruturais que lhe permitem suportar as cargas horizontais e laterais acima referidas. Estes componentes estruturais são:

- “Drag stay” – Suporta cargas horizontais;
- “Side stay” – Suporta cargas laterais.

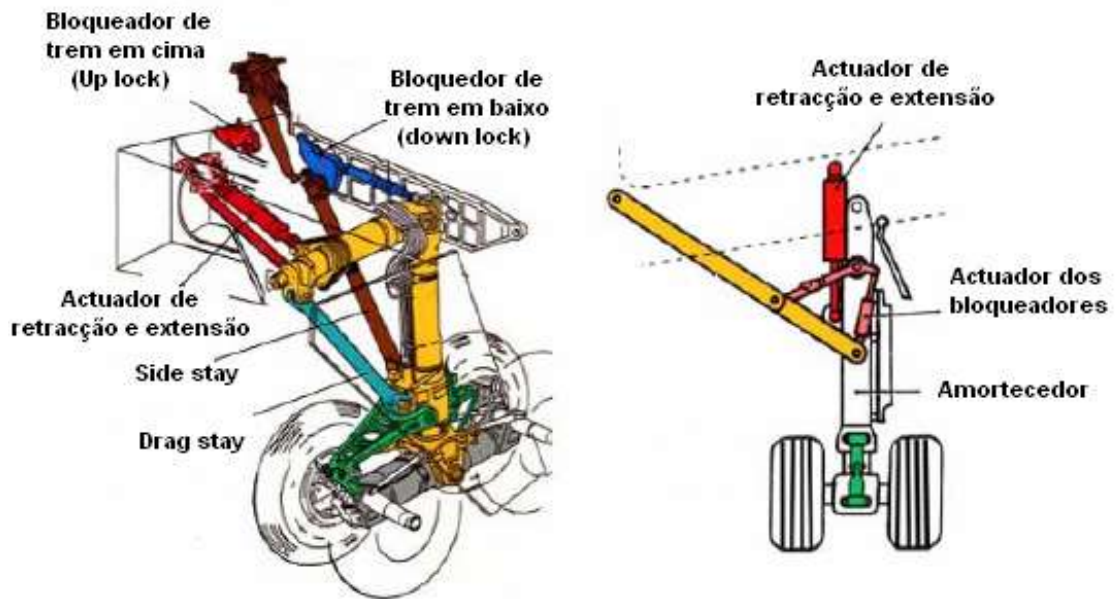


Figura 125 – Perna de trem principal de um avião de grande porte

Os bloqueadores em cima e em baixo podem ser accionados (desbloqueados) mecanicamente ou através de um actuador hidráulico

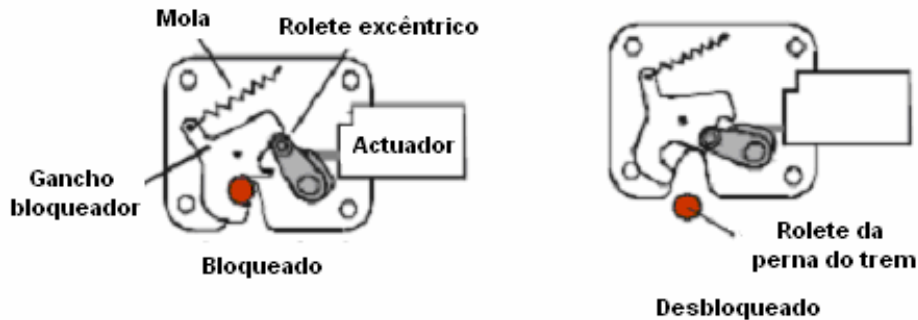


Figura 126 – Bloqueadores do trem

Configuração do Trem Principal

A carga máxima nas rodas está relacionada com o tipo de superfícies em que o avião pode operar. Aviões com elevadas cargas nas rodas podem danificar as pistas de aterragem. Este factor afecta a configuração do trem havendo a tendência para a utilização de maior número de rodas de pequeno tamanho com pneus de baixa pressão em detrimento do uso de rodas simples de grande tamanho.

Os rodados múltiplos apresentam as seguintes vantagens:

- Menor peso de cada uma das rodas;
- Maior facilidade de mudança de rodas e de blocos de travões;
- Maior segurança. É menos grave o rebentamento de um pneu de uma roda num trem com quatro rodas que o rebentamento do pneu num trem com uma roda apenas.

A principal desvantagem dos rodados múltiplos é a maior dificuldade em rodar, devido à grande área de contacto com o solo, implicando maiores raios de volta do avião no solo.

Nos aviões de transporte de passageiros e de transporte de carga o trem principal pode ter várias rodas podendo a sua disposição ser a indicada na figura seguinte:

- 1 – Meia forquilha;
- 2 – Forquilha;
- 3 – Rodas gémeas;
- 4 – Rodas em tendem;
- 5 – Suporte para 4 ou 6 rodas.

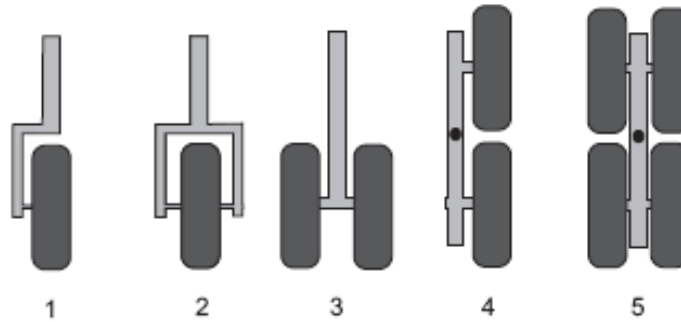


Figura 127 – Configuração do trem de aterragem

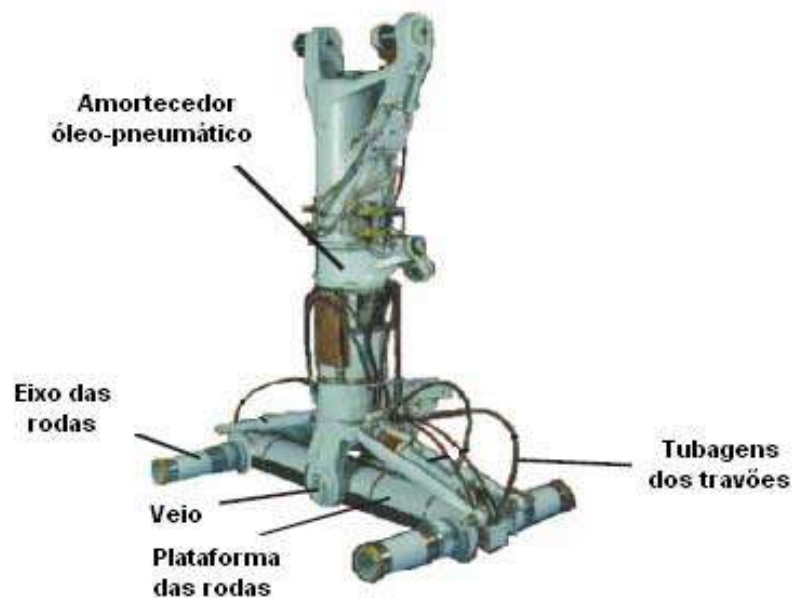


Figura 128 – Perna do trem de aterragem principal de um avião de grande porte

Como já foi referido, os rodados múltiplos do trem principal, devido à grande área das rodas em contacto com o solo, dificultam a viragem do avião no solo. Alguns aviões possuem um sistema de "steering" na plataforma do trem principal a fim de facilitar as manobras no solo e diminuir o raio de volta.

Nos rodados múltiplos a plataforma dos eixos das rodas tem um dispositivo que faz com que apenas um dos pares de rodas toque na pista em primeiro lugar, figura 129.



Figura 129 – Toque na pista de apenas de um par de rodas durante a aterragem

TREM DE NARIZ

O trem de nariz tem uma estrutura mais ligeira que o trem principal uma vez que está sujeita a menos cargas. Pode apresentar um “design” complexo devido a requisitos de:

- Capacidade de virar lateralmente em resposta a uma travagem diferencial ou a forças aerodinâmicas geradas no conjunto leme de direcção e estabilizador vertical;
- Auto centragem. Antes da retracção a roda tem que estar devidamente alinhada para que possa entrar correctamente no poço do trem. A auto centragem é efectuada através de molas ou através de actuadores hidráulicos;
- Sistema de guiamento. Os modernos aviões possuem um sistema que permite virar lateralmente a roda de nariz facilitando as manobras no solo;
- Sistema amortecedor de vibrações/oscilações da roda. Sistema destinado a eliminar ou reduzir as oscilações sinusoidais da roda de nariz durante a rolagem do avião;

A roda do trem de nariz pode, de acordo com o tipo de avião:

- Rodar livremente – Sistema utilizado em alguns aviões ligeiros. O eixo da roda é colocado atrás da linha vertical da perna do trem facilitando a viragem da roda embora aumente a sua tendência de oscilação;
- Utilizar uma interligação entre os pedais (controlo do leme de direcção) e a perna do trem. Este sistema permite rodar a roda lateralmente. A utilização de molas elásticas previne cargas excessivas e facilita a centragem da roda. No caso dos trens retrácteis o sistema é desligado quando o trem é recolhido;

- Ser direccionada através de um sistema de guiamento actuado hidraulicamente. Este sistema facilita as manobras no solo e reduz o desgaste dos travões e pneus. Tem normalmente incorporado o sistema de auto-centragem e de amortecimento das oscilações da roda.

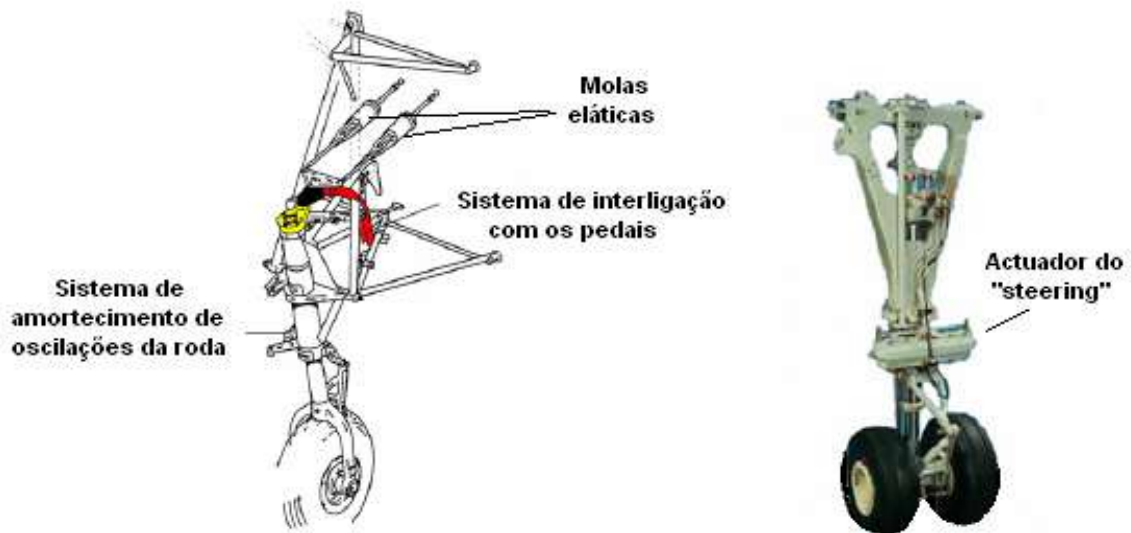


Figura 130 – Pernas do trem de nariz

Oscilação Sinusoidal da Roda de Nariz

Consiste numa rápida oscilação sinusoidal da roda provocada pela flexibilidade dos pneus que pode tornar-se perigosa a altas velocidades (transmissão de vibrações à estrutura do avião). Para atenuar esta tendência podem ser utilizados os seguintes dispositivos:

Bloqueio hidráulico – Utilizado em sistemas de guiamento hidráulico. Quando não existe passagem de óleo para o actuador do sistema de guiamento aquele mantém-se imóvel não permitindo que a parte inferior da perna do trem, à qual se encontra ligado, e roda oscilem.

Amortecedor hidráulico – Consiste num actuador hidráulico cujo corpo se encontra ligado à parte estática da perna do trem (cilindro superior) sendo a haste ligada à parte móvel (cilindro inferior) à qual também se encontra ligada a roda. A haste encontra-se ligada a um êmbolo com orifícios calibrados que divide o corpo do actuador em duas câmaras. Estas encontram-se cheias de óleo hidráulico. Quando a roda tende a oscilar faz movimentar a haste do actuador forçando o óleo a passar de uma câmara para a outra. Como a passagem do óleo é restringida através dos orifícios calibrados existe um amortecimento da oscilação.

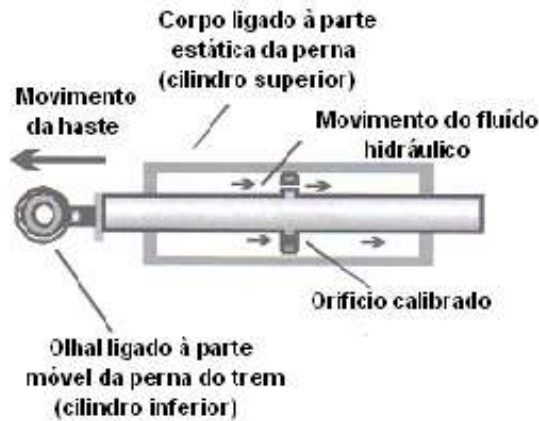


Figura 131 – Amortecedor hidráulico anti-vibração da roda de nariz

Molas de auto-centragem – O funcionamento é semelhante ao do amortecedor hidráulico sendo o fluido hidráulico substituído por molas. Para que a haste se desloque tem que comprimir a mola do lado para o qual se dá o movimento e esticar a mola do lado contrário. A força das molas amortece o movimento.



Figura 132 – Amortecedor anti-vibração de molas

Utilização de rodado duplo – O rodado duplo aumenta a estabilidade direccional da roda fazendo com que esta tenha tendência a manter uma trajectória rectilínea.

O trem de nariz não possui normalmente unidade de travão. Após a descolagem e após a recolha do trem a roda continua a rodar provocando um efeito giroscópico. Alguns aviões possuem no poço do trem de nariz um dispositivo “Wheel brack” que faz parar a roda.

PORTAS DO TREM

Nos aviões com trem retráctil este é recolhido nas asas ou fuselagem após a descolagem. Para que a fuselagem e asas mantenham a forma aerodinâmica existem portas na zona do poço do trem que fecham

quando o trem se encontra recolhido.

Algumas portas estão ligadas à perna do trem, abrindo e fechando em simultâneo com este, outras são independentes e têm actuadores próprios para a sua abertura e fecho. À semelhança das pernas do trem, também as portas possuem bloqueadores em cima (fechadas) e em baixo (abertas).

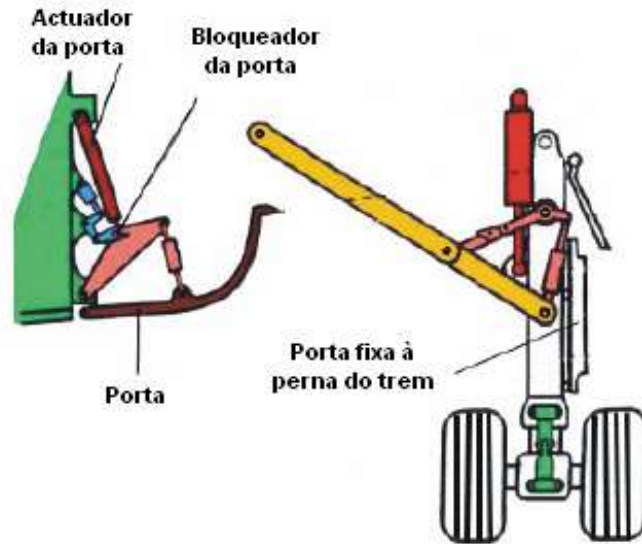


Figura 133 – Portas do trem

SUBIDA E DESCIDA DO TREM

A extensão e retracção do trem podem ser efectuadas através de um dos seguintes processos:

Sistema Eléctrico

Utilizado em aviões ligeiros com trem com reduzido peso. Um motor eléctrico reversível faz movimentar uma haste sem-fim ligada à perna do trem fazendo-a subir ou descer. Existem “switchs” limitadores que param o motor eléctrico (corte de energia) quando o trem chega à posição correcta em cima ou em baixo.

Sistema Hidráulico

Em aviões ligeiros pode existir um pequeno sistema hidráulico específico para o movimento do trem, “power pack”. A bomba hidráulica é accionada por um motor eléctrico e a descida do trem é normalmente efectuada por gravidade.

Na maioria dos casos é utilizado o sistema hidráulico do avião para fornecer potência para o accionamento do trem.

Sistema Pneumático

Operação similar ao sistema hidráulico sendo utilizada pressão pneumática em vez da pressão hidráulica.

Neste caso a pressão nas linhas de retorno é descarregada para a atmosfera. A pressão pode ser fornecida através de:

- Cilindro com pressão pneumática;
- Bombas de ar accionadas pelo motor da aeronave.

Na maioria das aeronaves que utilizam este sistema as portas encontram-se ligadas à perna do trem sendo utilizada baixa pressão para o movimento de descida.

Existe um comando único para a descida e subida do trem e respectivas portas. Na descida as portas têm que abrir em primeiro lugar, acontecendo o contrário na subida. Nos circuitos hidráulicos são instaladas válvulas de sequência ou de prioridade a fim de garantirem a sequência correcta de abertura e fecho dos trens e das portas.

DESCIDA DE EMERGÊNCIA

Em caso de falha do sistema principal de actuação do trem existe um sistema alternativo de emergência que permite a sua descida e bloqueio em baixo. Para accionar a descida por emergência existe um selector específico para este efeito independente do selector principal. O procedimento consiste em colocar o selector normal na posição de descida e em seguida accionar o selector de emergência. A descida por emergência pode ser efectuada:

- Por gravidade – Os bloqueadores em cima são abertos mecânica ou electricamente e o trem desce por acção do seu próprio peso e bloqueia em baixo;
- Utilizando um acumulador hidráulico – Existe um acumulador com pressão hidráulica que é descarregada na linha de descida do trem;
- Através de uma bomba hidráulica manual accionada pela tripulação. Esta bomba encontra-se ligada ao reservatório de óleo do sistema hidráulico e quando accionada fornece pressão para a linha de descida do trem;
- Através de uma bomba eléctrica – No caso de falha da bomba hidráulica mecânica pode ser utilizada uma bomba eléctrica para gerar pressão;
- Um reservatório de ar comprimido que é descarregado na linha de descida do trem.

INDICAÇÃO DA POSIÇÃO DO TREM

Embora em alguns casos se possa ver, a partir da cabina, a posição do trem em baixo não é possível ter a certeza que o mesmo se encontra bloqueado. Para isso existe um sistema eléctrico de indicação de operação e de bloqueamento do trem que consiste basicamente em "micro-switches" instalados nos bloqueadores, em cima e em baixo, que são accionados quando o trem chega à posição correcta. Os "micro-switches" estão ligados a um indicador de posição do trem no painel de instrumentos. O sistema de indicação pode variar ligeiramente de acordo com o tipo de avião.

Aviões Ligeiros

- Luzes verdes iluminadas quando o trem se encontra bloqueado em baixo;
- Uma única luz vermelha iluminada quando o trem se encontra em trânsito ou não bloqueado;
- Luzes apagadas quando o trem se encontra bloqueado em cima.

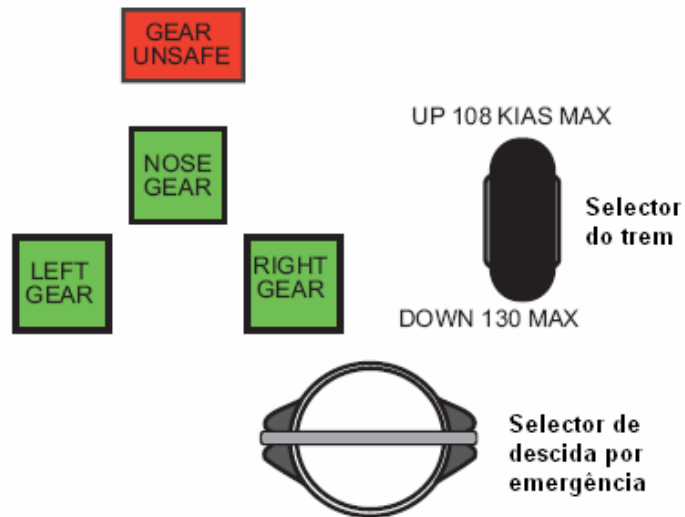


Figura 134 – Sistema de indicação da posição do trem de aviões ligeiros

Aviões Pesados

- Luzes verdes iluminadas quando o trem se encontra bloqueado em baixo;
- Luz vermelha iluminada quando o trem não se encontra bloqueado;
- Luz vermelha iluminada quando as portas não se encontram bloqueadas;
- Luz âmbar iluminada quando o trem não se encontra numa posição correcta para retracção:

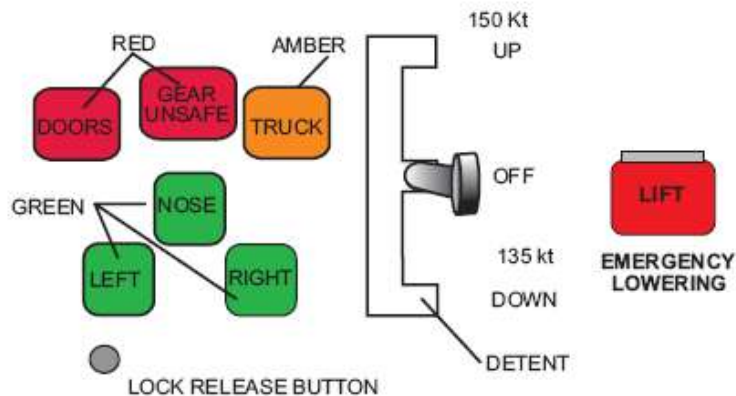


Figura 135 – Sistema de indicação da posição do trem de aviões de grande porte

Em modernos aviões pode existir um painel digital com as indicações da posição do trem



Figura 136 – Sistema de indicação da posição do trem de modernos aviões

SISTEMAS DE SEGURANÇA

Para que o trem não seja accionado inadvertidamente, quando o avião se encontra no solo, existem sistemas de segurança que podem consistir em sistemas lógicos ar-solo ou em bloqueadores mecânicos ou electromecânicos.

O sistema lógico ar-solo consiste numa série de sensores que identificam se o avião se encontra no ar (perna do trem distendida) ou no solo com o seu peso a ser suportado pelo trem de aterragem. Neste último caso o sistema impede que o trem seja accionado. Os sensores podem ser do tipo:

- “Micro switches” accionados por contacto físico da perna do trem;
- Movimento de um pino provocado pelo contacto com a perna do trem;
- Sensores de proximidade. Consistem genericamente em duas partes, uma magnetizada outra com uma pequena bobine, colocadas em superfícies diferentes, que quando se aproximam geram um sinal para o sistema lógico;
- Sensores de pressão colocados nas tubagens de óleo hidráulico do sistema do trem.

O sistema electromecânico consiste no bloqueamento do selector do trem na posição de descida impedindo que possa ser movimentado para a posição de subida.

O bloqueamento é efectuado através de um pino accionado por um solenóide que recebe corrente eléctrica controlada através de um “switch”.

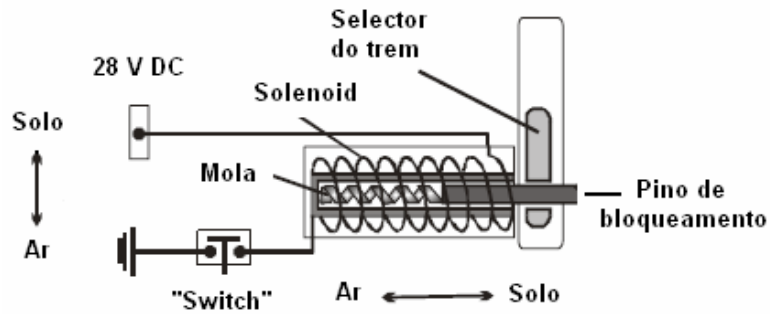


Figura 137 – Sistema de segurança electromecânico

Os bloqueadores mecânicos consistem em pinos e mangas que são colocados em determinados pontos da perna do trem a fim de evitarem o movimento de retracção. Estes dispositivos têm que ser removidos antes de voo e têm fitas de aviso ("warning flags").

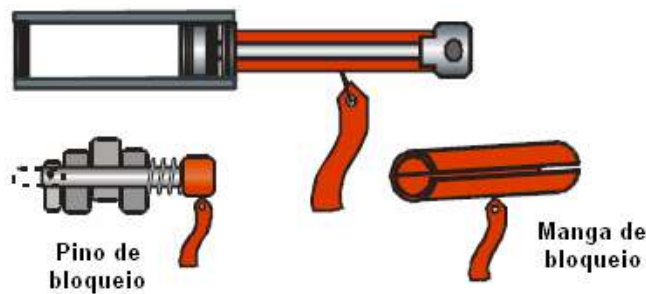


Figura 138 – Bloqueadores mecânicos

DISPOSITIVOS DE AVISO EM VOO

Existe um sistema de aviso de proximidade do solo (Ground Proximity Warning System – GPWS) que, durante a aproximação à aterragem, se o trem não se encontrar na posição de descido e bloqueado, emite um sinal sonoro de aviso na cabina de pilotagem. Em alguns aviões este aviso pode ser inibido através de:

- "Horn isolation switch" que permite silenciar o avisador sonoro em certos exercícios de voo e operações no solo;
- "Airspeed switch" que pode ser utilizado para prevenir o sinal sonoro durante o início da descida a grande altitude.

A altitudes inferiores a 500 pés o GPWS só deixará de emitir o aviso caso se verificarem simultaneamente as seguintes condições:

- Trem na posição em baixo e bloqueado;
- Flaps na posição de configuração de aterragem.

RODAS

As rodas e pneus suportam o avião quando este se encontra no solo e proporcionam-lhe mobilidade para a descolagem, aterragem e manobras no solo. As rodas do trem principal, e em alguns casos as rodas do trem de nariz, alojam as unidades de travões.

As rodas são desenhadas de forma a facilitarem a substituição do pneu podendo ser de três tipos:

- Corpo único;
- Aba livre ou destacável;
- Dividida em duas meias jantes.

RODAS DE CORPO ÚNICO

São manufacturadas numa só peça. A instalação e remoção do pneu são mais difíceis requerendo equipamento específico.

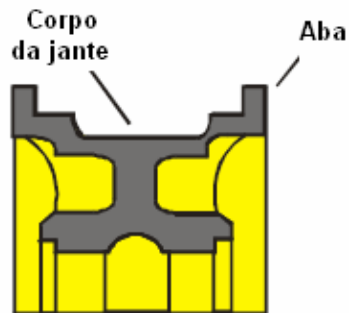


Figura 139 – Roda de corpo único

RODA DE ABA DESTACÁVEL

São fabricadas com uma abagem integral e outra solta ou destacável que facilita a instalação e remoção do pneu. A abagem destacável é fixa ao corpo da jante através de um anel de bloqueio.

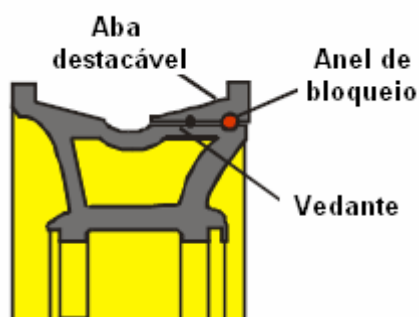


Figura 140 – Roda de abagem destacável

RODA DIVIDIDA

A roda dividida é construída em duas meias jantes ligadas por parafusos e porcas.

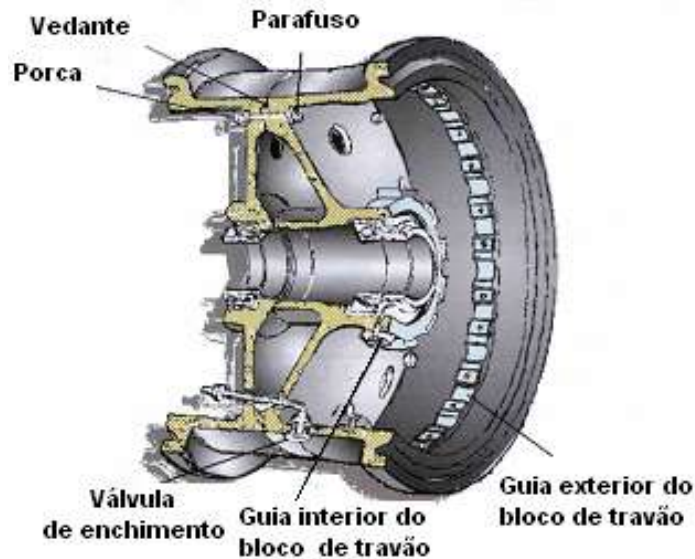


Figura 141 – Jante dividida em duas meias jantes

FUSÍVEIS

Por razões de segurança algumas jantes que utilizam pneu “tubless” têm instalado no seu corpo um parafuso fusível que evita o rebentamento do pneu em caso de sobreaquecimento. Quando a azoto utilizado no enchimento do pneu atinge determinada temperatura o material do fusível funde-se e o azoto sai para o exterior de forma controlada (furo lento) evitando o rebentamento do pneu.

Existem fusíveis com cores diferentes de acordo com a temperatura a que funde o material de que é construído. As cores e respectivas temperaturas de fusão são as seguintes:

- Vermelho – 155 °C;
- Verde – 177 °C;
- Âmbar – 199 °C.

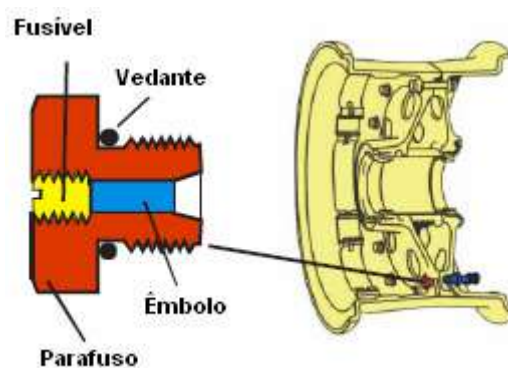


Figura 142 – Fusível

PNEUS

O pneu de avião é construído de modo a poder suportar altas velocidades e elevadas cargas estáticas e dinâmicas. São constituídos por uma parte tubular interior e por uma cobertura exterior, ambas em borracha. A parte interior contém azoto comprimido que permite absorver os choques e suportar o peso do avião. A cobertura exterior:

- Protege a parte interior de danos;
- Mantém a forma do pneu;
- Transmite as forças de travagem;
- Proporciona uma superfície de desgaste.

REGIÕES DO PNEU

As regiões do pneu são as seguintes:

Coroa – Local onde se encontra o rasto, constitui a zona de desgaste.

Ressalto – Transição entre a zona de desgaste e a parede lateral. Suporta cargas.

Paredes laterais ou costado – Permitem a flexão e deformação do pneu quando são aplicadas cargas.

Zona de encosto e de vedação – Zona que encosta e cola à falange ou aba da jante garantindo a vedação.

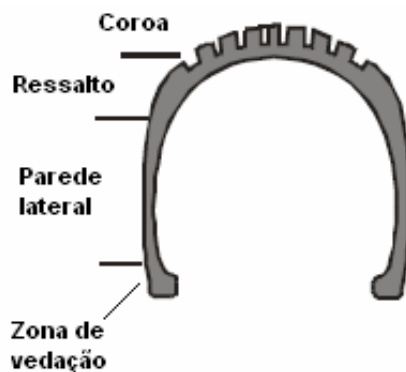


Figura 143 – Regiões do pneu

ESTRUTURA DO PNEU

O pneu é constituído por camadas sucessivas de borracha e telas ou lonas de nylon. Na zona de vedação, rebordo ou talão, são colocados arames de aço impregnados na borracha que permitem o ancoramento das lonas e proporcionam uma superfície rígida para montagem do pneu.

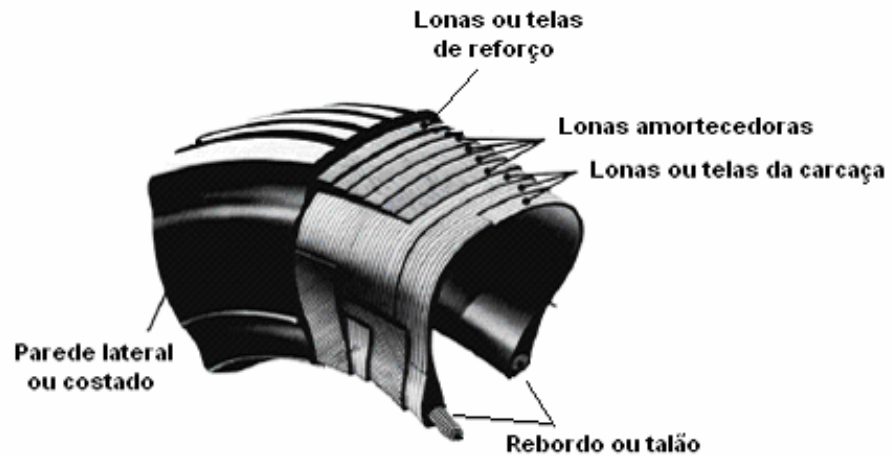


Figura 144 – Estrutura do pneu

PNEUS "TUBLESS"

As rodas com este tipo de pneu não utilizam câmara-de-ar interior uma vez que o pneu é estanque. A sua construção é similar à do pneu convencional sendo vulcanizada na parte interior uma película extra que garante a estanquicidade.

Este tipo de pneu apresenta as seguintes vantagens:

- Mantém a pressão por maiores períodos;
- A penetração de objectos não provoca uma baixa de pressão tão rápida;
- É mais resistente às pancadas;
- Economia de peso total em cerca de 7% (não necessita de câmara interior);
- É Eliminado o perigo de danos na válvula de enchimento provocados por deslizamento do pneu em relação à jante.

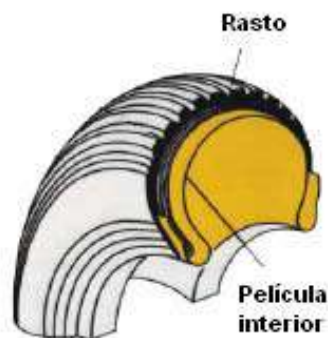


Figura 145 – Pneu tubless

RASTO DO PNEU

O rasto mais comum é o constituído por sulcos circunferenciais em todo o perímetro do pneu que proporcionam maior estabilidade direccional.



Figura 146 – Rasto circunferencial

MARCA DE ESCORREGAMENTO OU DE DESLIZAMENTO

Quando é utilizada uma câmara interior, se existir deslizamento do pneu em relação à jante, a válvula de enchimento pode ser danificada ou mesmo cortada. Nestes casos, após a instalação do pneu, é pintada uma faixa que abrange o pneu e a jante de modo a possibilitar verificar se ocorreu deslizamento. Na figura seguinte pode ver-se a marca e o deslizamento máximo admissível para aquele conjunto jante e pneu, referência B. Na situação C o pneu tem que ser desmontado e inspeccionada a válvula de enchimento.



Figura 147 – Marcas de escorregamento

CARACTERÍSTICAS DO PNEU

Na parede lateral do pneu são inscritas as suas características, nomeadamente:

- Dimensões;
- Tipo de pneu (convencional ou tubless);
- "Play rating" – Número de telas ou lonas. Dá uma indicação da resistência do pneu. No caso da figura abaixo o pneu tem 22 lonas;

- “Speed rating” – Máxima velocidade para que foi designado;
- “Load rating” – Carga estática máxima que pode suportar.



Figura 148 – Características do pneu

PRESSÃO DOS PNEUS

Os pneus são considerados:

- De baixa pressão;
 - 25 a 35 libras por polegada quadrada. Utilizados em superfícies relvadas.
- Média pressão;
 - 35 a 70 libras por polegada quadrada. Utilizados em superfícies relvadas e superfícies consolidadas.
- Alta pressão;
 - 70 a 90 libras por polegada quadrada. Utilizados em pistas de asfalto ou em laje de betão.
- Muito alta pressão;
 - Acima de 90 libras por polegada quadrada (pressões até 350 ou 400 libras por polegada quadrada). Utilizados em pistas de asfalto ou em laje de betão.

A deformação do pneu quando suporta o peso do avião provoca um aumento de pressão de cerca de 4%.

Em trabalho (rolagem, descolagem e aterragem) o aquecimento do pneu pode provocar um aumento de pressão na ordem dos 10%.

É importante manter os pneus com a pressão correcta. Estima-se que 90% dos problemas ocorridos com os pneus são devidos a pressões incorrectas. Alguns aviões modernos possuem um sistema electrónico de monitorizarão da pressão dos pneus.

O azoto, por ser inerte, é o gás normalmente utilizado no enchimento dos pneus. Para aviões com massa

máxima à descolagem superior a 75 000 libras (34090 Kg) o enchimento dos pneus apenas pode ser efectuado com azoto ou com uma mistura de gases inertes cujo volume de oxigénio não ultrapasse os 5%. Pode ser utilizado ar atmosférico em caso de emergência, mas durante as 15 horas de voo seguintes o pneu tem que ser purgado e enchido com a mistura correcta.

Para que não haja uma degradação prematura os pneus devem ser protegidos de:

- Calor excessivo;
- Raios solares;
- Humidade;
- Contacto com óleos e combustíveis.
- Devem ser cobertos quando o avião é parqueado por longos períodos e quando se encontra em acções de manutenção.

MARCAS DE DESGASTE

A fim de se poder avaliar o desgaste do pneu existem marcas de desgaste na zona do rasto. Quando forem atingidas estas marcas em 25% do perímetro do pneu este deve ser substituído.



Figura 149 – Marcas de desgaste do pneu

FURO DE VENTILAÇÃO

Alguns tipos de pneu têm uma zona frágil, equivalente a um pequeno orifício, que, em caso de sobrepressão funciona como fusível aliviando a pressão, deixando sair o ar, prevenindo o rebentamento do pneu. Esta zona é usualmente pintada de cor verde.

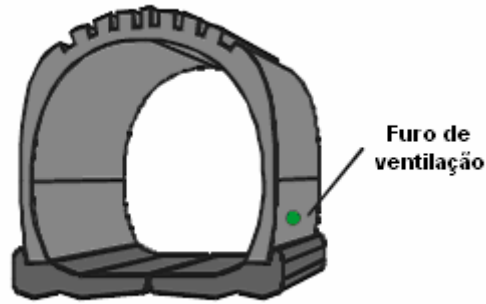


Figura 150 – Furo de ventilação

DERRAPAGEM (“AQUAPLANING”)

Fenómeno causado pela formação de uma película entre o pneu e a pista não havendo contacto directo entre ambos. Provoca uma diminuição do controlo direccional e a falha total da acção dos travões podendo provocar danos ou o rebentamento dos pneus.

A causa mais comum para que exista “aquaplaning” é a existência de água na pista, mas a presença de borracha, sujidade (lamas) e de materiais gordurosos como óleos e massas, associados à humidade, pode provocar “aquaplaning”, mesmo a baixa velocidade. O excessivo desgaste dos pneus aumenta a possibilidade de ocorrência deste fenómeno.

Pode ser estabelecida uma velocidade à qual ocorre “aquaplaning” tendo em conta a pressão utilizada nos pneus e gravidade específica da mistura contaminante que forma a película entre a pista e o pneu. Esta velocidade é obtida através das seguintes fórmulas:

$$AS = 9 \sqrt{\frac{P}{SG}} \quad (\text{Pressão em PSI})$$

$$AS = 34 \sqrt{\frac{P}{SG}} \quad (\text{Pressão em Kg/cm}^2)$$



Figura 151 – Fenómeno de “aquaplaning”

DANOS NOS PNEUS

Os danos mais comuns são:

- Cortes provocados por objectos soltos na pista e caminhos de rolagem;
- Bolhas provocadas por rebenamento de telas;
- Perfurações por objectos;
- Desgaste excessivo provocado por pressões de enchimento incorrectas;
- Desgaste provocado por derrapagens.



Figura 152 – Danos mais comuns nos pneus

TRAVÕES

Os travões têm a finalidade de reduzir a velocidade do avião, de o fazer parar e também a de facilitar as manobras no solo. Funcionam através da fricção entre uma superfície fixa e uma superfície móvel ligada à roda convertendo a energia cinética em energia calorífica. A força necessária para fazer o encosto da parte móvel à parte fixa é conseguida através de pressão hidráulica. Nos sistemas mais simples existe um pequeno sistema hidráulico independente para os travões, nos sistemas de maior complexidade é utilizada a pressão do sistema hidráulico do avião. Os travões podem ser:

- De maxilas – Pouco utilizados;
- De disco único – Utilizados em aviões ligeiros de baixa velocidade;
- De discos múltiplos – Utilizados em aviões de médio e grande porte e aviões ligeiros que aterram a velocidade elevada.

TRAVÕES DE DISCO ÚNICO

Consistem num disco único ligado à roda (jante), em dois discos de fricção alojados no bloco ou carcaça, num êmbolo também alojado no bloco, num cilindro principal ligado ao pedal do comando do leme de direcção e em tubagens de óleo que ligam o cilindro principal ao êmbolo que se encontra no bloco.

Quando é exercida força sobre o pedal é accionada a bomba do cilindro principal e gerada pressão hidráulica. Esta pressão é transmitida, através das tubagens de ligação, ao êmbolo do bloco que faz encostar os discos de fricção ao disco que se encontra ligado à roda exercendo a acção de travagem.

Nos sistemas mais simples o cilindro principal incorpora o reservatório de óleo. Em sistemas mais complexos o reservatório é independente. Junto ao êmbolo instalado no bloco existem molas de recuperação que separam os discos de fricção do disco móvel quando deixa de ser exercida a acção de travagem.

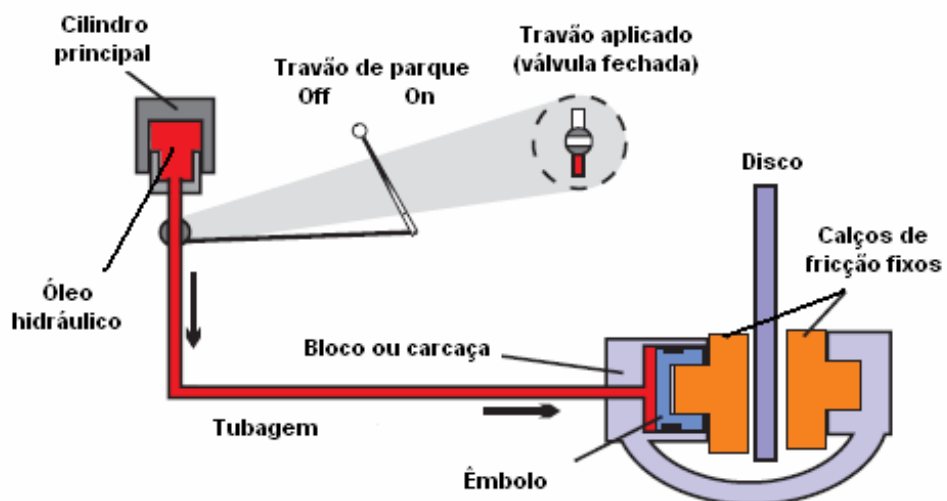


Figura 153 – Sistema de travão de disco único

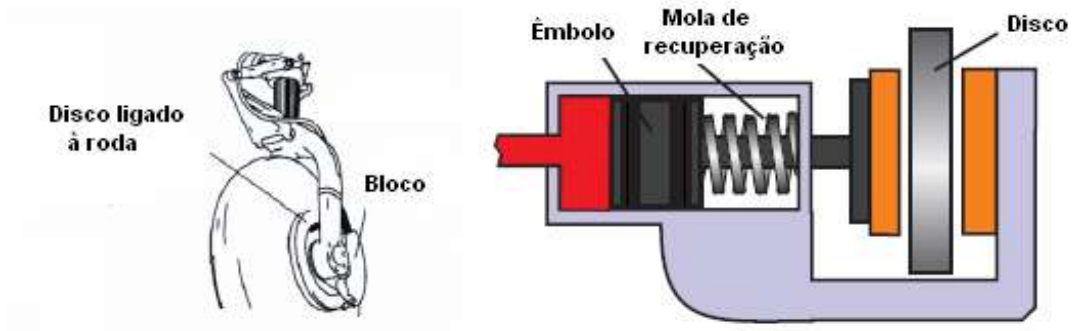


Figura 154 – Travão de disco único

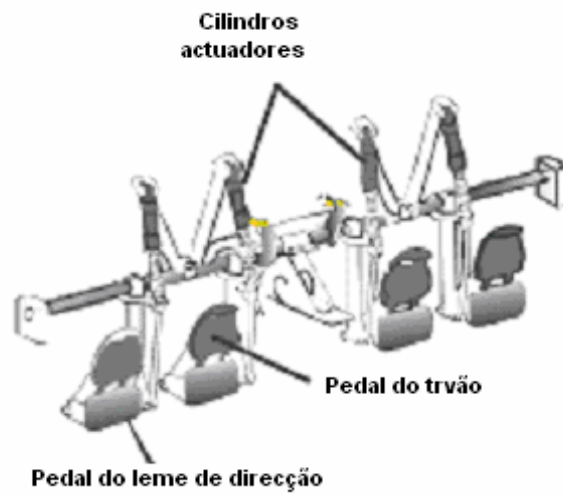


Figura 155 – Pedais dos travões e cilindros actuadores

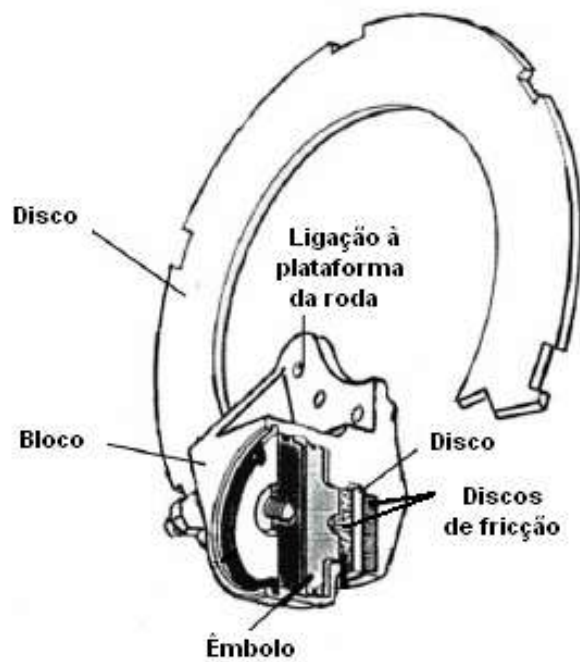


Figura 156 – Disco e bloco do travão

TRAVÕES DE DISCOS MÚLTIPLOS

Consistem num bloco compacto alojado no cubo da roda e ligado à plataforma das rodas da perna do trem. É constituído por um bloco de cilindros, um tubo de torque, um anel de compressão, discos móveis "rotors" e discos fixos "stators". O Bloco de cilindros encontra-se ligado ao anel de compressão através do tubo de torque e entre estes são instalados os discos. Os discos fixos estão ligados ao tubo de torque e os discos móveis encaixam em guias do cubo da roda e movem-se conjuntamente com esta. Estes últimos são fabricados em aço com um endurecimento especial das superfícies. Nos discos fixos é colado, nas duas faces, um material inorgânico de fricção que encosta aos discos móveis durante a acção de travagem.

Travões de tecnologia mais recente possuem discos em carbono. Este material, além de ser mais leve que o aço, possui grande capacidade de absorção de calor e boas propriedades de dissipação. Têm a desvantagem de serem mais caros e de menor durabilidade.

A acção de travagem é conseguida por compressão dos discos. Quando são actuados os travões a pressão hidráulica que chega ao bloco movimenta os êmbolos dos cilindros contra o disco de pressão. Este por sua vez movimenta os restantes discos, móveis e fixos, uns contra os outros. A compressão do conjunto de discos, entre o disco de pressão e o disco de compressão, provoca uma acção de travagem muito eficaz.

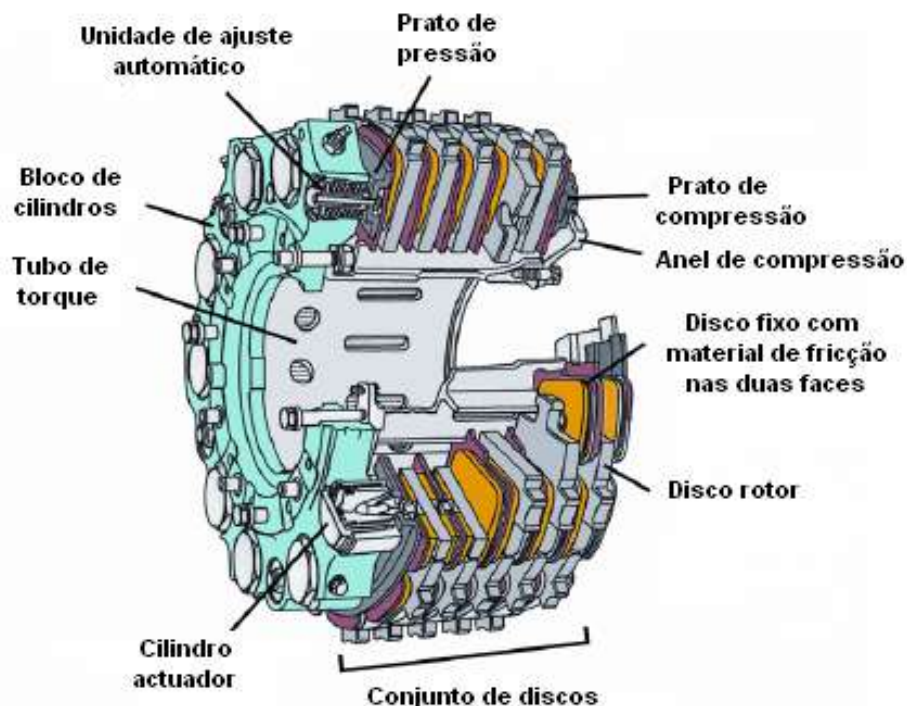


Figura 157 – Bloco de travões de discos múltiplos

Unidade de Ajuste Automático

O bloco de cilindros aloja também uma unidade de ajuste automático dos discos que elimina a folga

entre eles à medida que o material de fricção se vai desgastando. Este dispositivo consiste num pino de retracção ligado ao disco de pressão, numa mola de recuperação, numa guia do pino e numa bucha de fricção.

Quando o travão é accionado o disco de pressão arrasta o pino de retracção. Este por sua vez faz deslocar ligeiramente a guia e a bucha de fricção comprimindo a mola. Quando é aliviada a pressão no travão a mola, anteriormente comprimida, faz a recuperação do pino de retracção e do disco de pressão provocando alguma folga entre os discos. À medida que o material de fricção dos discos fixos se vai desgastando, o pino de retracção fica posicionado mais para o interior da unidade de ajuste.

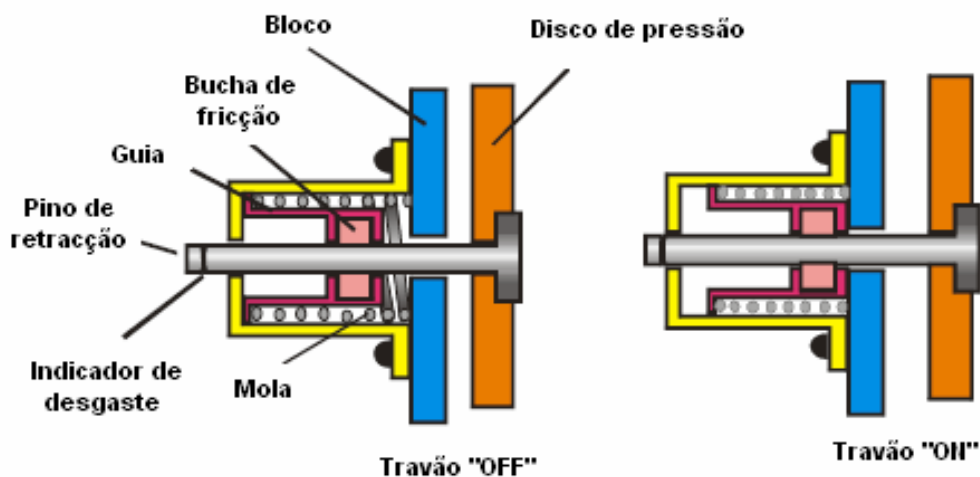


Figura 158 – Unidade de ajuste automático

A unidade de ajuste automático serve também para monitorização do desgaste dos travões. Com os travões aplicados, se a marca de indicação de desgaste do pino de retracção atingir a parede da unidade de ajuste é sinal de que o material de fricção dos discos fixos se encontra gasto.

Monitorização da Temperatura

Alguns aviões têm monitorização da temperatura dos travões. Esta é medida no disco de pressão através de um sensor (termopar) e visualizada num instrumento existente para o efeito. Podem existir também luzes de aviso de sobreaquecimento.

Arrefecimento do Bloco de Travões

O arrefecimento dos blocos de travões é efectuado por condução, por irradiação e por convecção do ar que passa na unidade de travões. Alguns aviões possuem "cooling fans" nas unidades de travões para um arrefecimento mais eficaz.

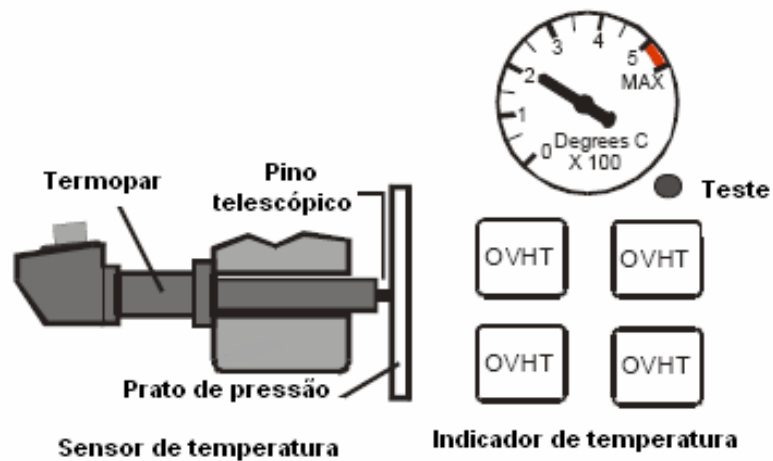


Figura 159 – Sensor de temperatura dos travões



Figura 160 – Indicação da temperatura dos travões e da pressão dos pneus

OPERAÇÃO DO SISTEMA DE TRAVÕES

Nos aviões ligeiros a pressão hidráulica necessária para actuação dos travões é conseguida por acção do piloto sobre os pedais dos travões.

Em aviões de grande porte a pressão para actuação do bloco de travões é fornecida pelo sistema hidráulico do avião. Neste sistema, a pressão conseguida pela acção do piloto sobre os pedais serve apenas para fazer actuar uma válvula de controlo que regula a passagem de pressão para as unidades de travões.

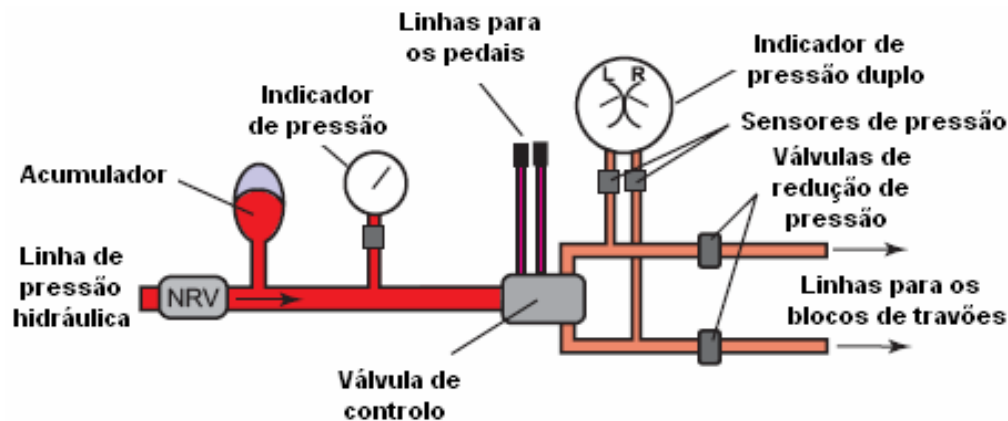


Figura 161 – Sistema de travões com actuação por pressão fornecida pelo sistema hidráulico do avião

SISTEMA ANTI-DERRAPAGEM

Travões eficazes são importantes para a operação de modernos aviões com altas velocidades de aterragem, pequena resistência e grande peso, principalmente em condições de mau tempo. Se existir escorregamento entre os pneus e a pista o efeito de travagem é muito reduzido. Para que tal fenómeno não aconteça, alguns sistemas têm incorporado uma unidade anti-derrapagem que verifica a desaceleração de cada uma das rodas. Se a desaceleração for demasiado rápida o sistema alivia a pressão de travagem de modo a que a derrapagem não se verifique.

Os sistemas modernos são electrónicos e regulam a pressão em função da acção de travagem. Por exemplo, se a unidade anti-derrapagem actuar, o sistema assegura que a pressão de travagem aplicada imediatamente após essa actuação é menor que a pressão que tinha sido aplicada antes, prevenido um retorno das condições que levaram a que a unidade tivesse actuado.

TRAVÕES AUTOMÁTICOS

Este sistema aplica os travões de forma automática na aterragem ou durante uma descolagem abortada. Só actua se o sistema anti-derrapagem também se encontrar ligado e permite seleccionar várias intensidades de travagem.

Durante a descolagem, após uma determinada velocidade, o sistema activa e actuará se todas as manetes de potência forem reduzidas para a posição de "idle".

O sistema é automaticamente desactivado se:

- Forem actuados os pedais dos travões;
- O selector for seleccionado para a posição de desligado;
- As manetes de potência forem movimentadas para a frente após a aterragem.

SISTEMA DE EMERGÊNCIA

Uma falha no sistema de travões não deve resultar na perda total de travões devendo ser possível parar o avião numa distância não superior a 1,5 vezes a distância normal. O sistema de emergência (fonte alternativa de pressão) pode consistir:

- Numa fonte de pressão hidráulica independente;
- Na utilização de uma garrafa com gás comprimido;
- Na utilização de um acumulador hidráulico.

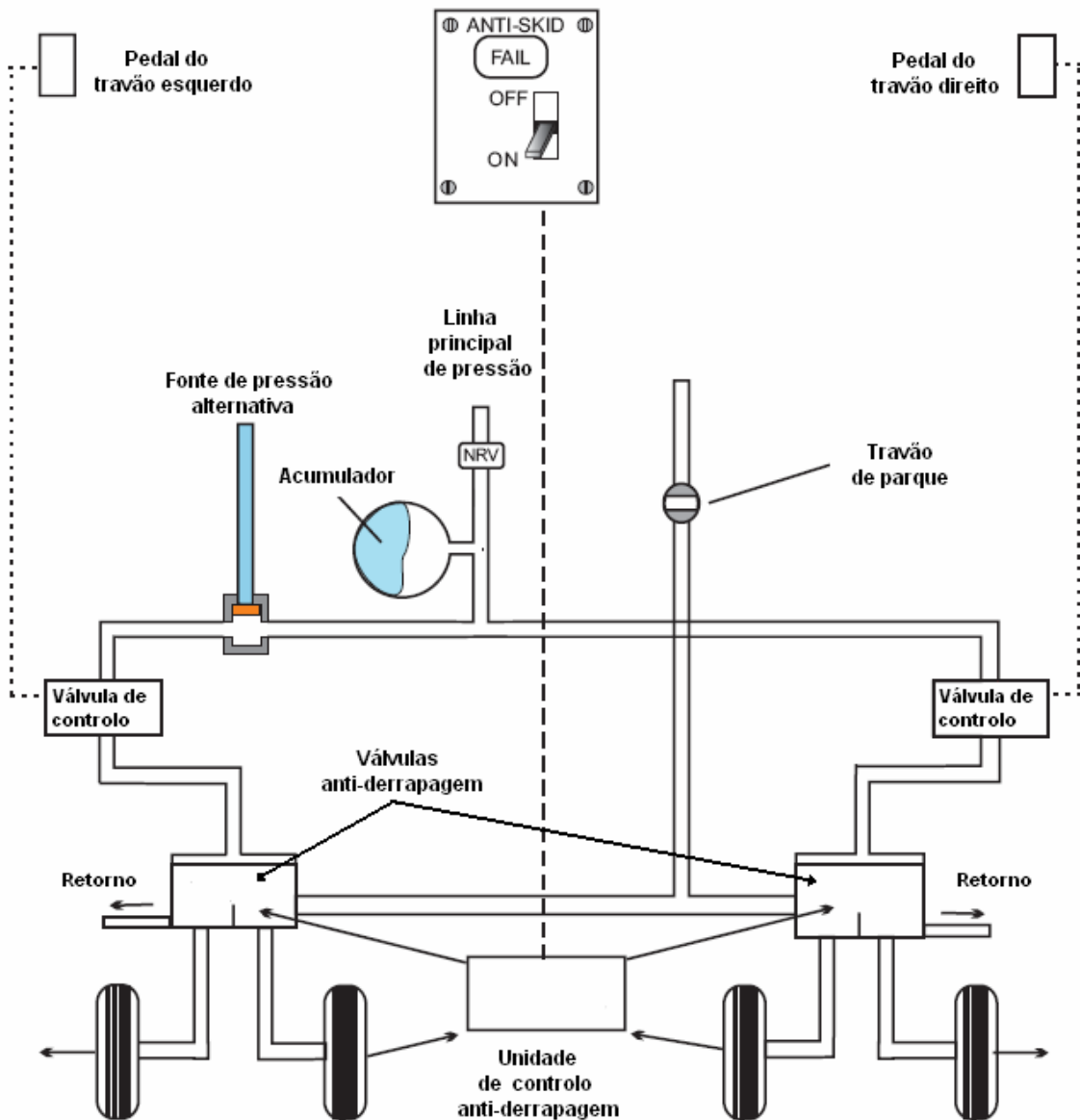


Figura 162 – Sistema anti-derrapagem

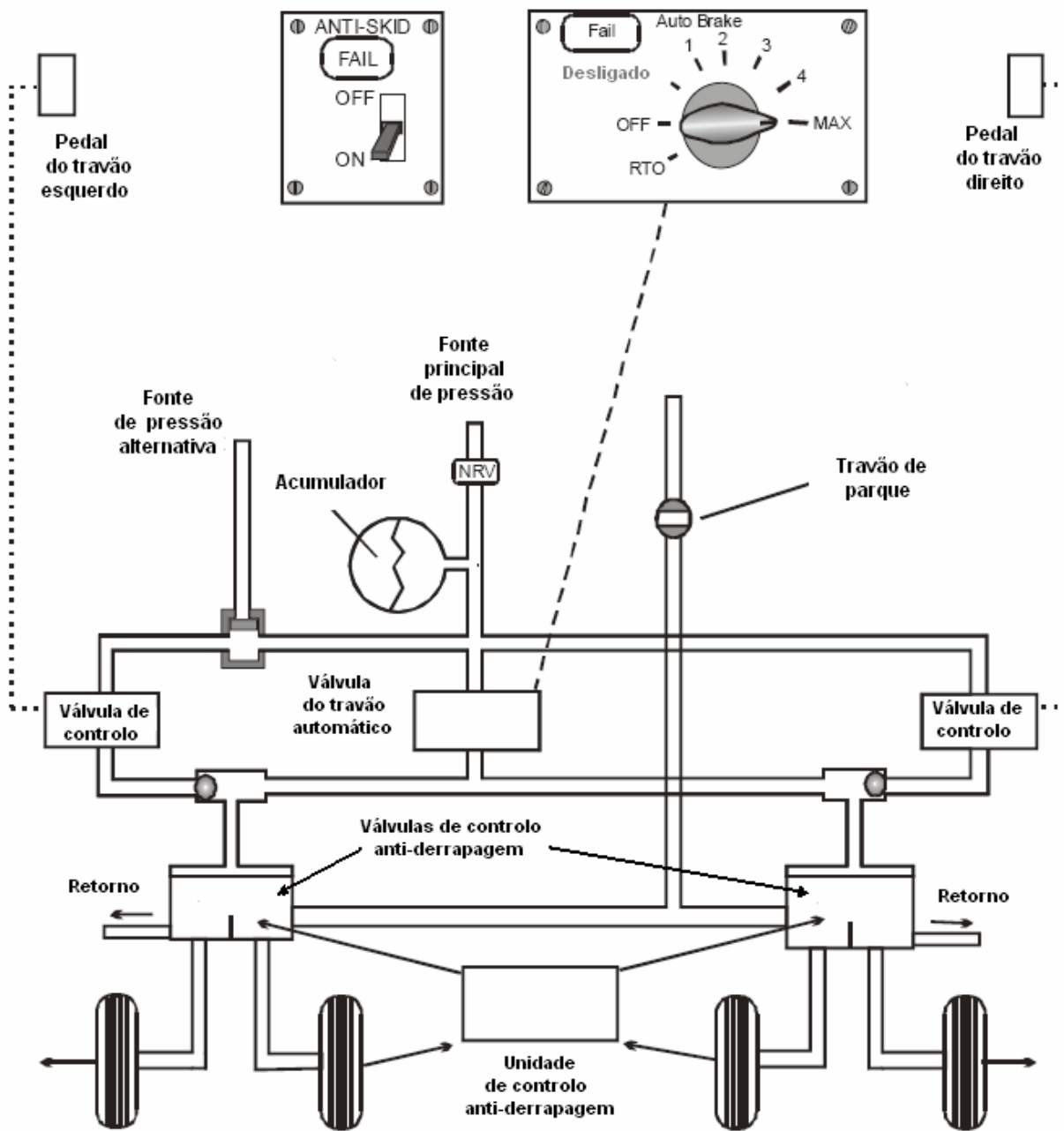


Figura 163 – Sistema de travões automáticos

SISTEMAS

SISTEMA HIDRÁULICO

O sistema hidráulico de uma aeronave tem a finalidade de:

- Proporcionar o meio de operar grandes e remotos componentes que de outro modo não poderiam ser operados satisfatoriamente;
- Proporcionar o meio de transmissão de potência através da utilização de óleos hidráulicos, tubagens e actuadores;
- Operar sistemas que requerem grande potência, perfeito controlo e rápida razão de resposta.

Alguns dos dispositivos accionados pelo sistema hidráulico são o trem de aterragem, os flaps, as superfícies de controlo de voo e as unidades de travões.

ÓLEOS HIDRÁULICOS

Nos sistemas hidráulicos são utilizados óleos para transmissão de forças e de pressões. Um bom óleo hidráulico deve:

- Possuir baixa viscosidade;
- Ser resistente ao calor;
- Ser quimicamente estável;
- Ser pouco inflamável;
- Possuir baixo ponto de congelação e alto ponto de ebulição;
- Ser resistente à formação de espuma;
- Possuir boas características de lubrificação;
- Ser resistente à corrosão.

Existem três tipos de óleos hidráulicos tendo em conta a sua origem:

- Óleo de origem vegetal;
- Óleo de origem mineral;
- Óleos sintéticos.

Óleo de Origem Vegetal

Fabricado a partir de óleo de rícino e álcool. Não é de uso comum devido às suas características pouco favoráveis para uso em sistemas hidráulicos, nomeadamente a baixa tolerância à temperatura e o facto de apenas poder ser usado com vedantes de borracha natural.

Óleo de Origem Mineral

Fabricado a partir de produtos petrolíferos. As suas principais características são as seguintes:

- Cor vermelha;
- Pode ser utilizado numa grande gama de temperaturas;
- Pode ser utilizado em sistemas de alta pressão (até 3000 psi);
- Possui boa resistência à formação de espuma, alto ponto de ebulição e alto ponto de ignição;
- É inflamável;
- Usado apenas com vedantes sintéticos.

Óleo Sintético

Manufacturado a partir de fosfato de éster. É o óleo que possui melhores propriedades podendo ser utilizado em sistemas hidráulicos de muito altas pressões e de muito altas temperaturas. Existem duas graduações em uso:

- Type IV – Skydrol LD-4 & 500-B4, cor púrpura;
- Type V – Skydrol 5 (type 700), cor verde.

PRINCÍPIOS DE HIDRÁULICA – LEI DE PASCAL

Se uma força for aplicada a um líquido num espaço confinado a pressão gerada faz-se sentir de igual modo em todas as direcções, figura 165.

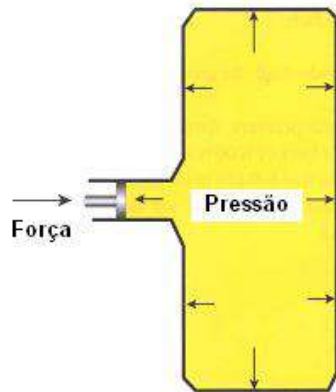


Figura 164 – Aplicação da Lei de Pascal

PRENSA HIDRÁULICA

Consiste basicamente em dois cilindros actuadores com áreas diferentes entre os quais se encontra um fluido hidráulico incompressível. Sendo a pressão uma força por unidade de área, podemos expressar a força como sendo o produto de uma pressão por uma área.

$$\text{Pressão} = \frac{\text{Força}}{\text{Área}} \Leftrightarrow \text{Força} = \text{Pressão} \times \text{Área}$$

Na figura 166 a um cilindro actuador A, com área de $0,002 \text{ m}^2$, é aplicada uma força de 1000 N . A pressão gerada no fluido hidráulico é de 500 Kpa e, de acordo com a Lei de Pascal, é transmitida em todas as direcções fazendo-se sentir no cilindro actuador B cuja área é de $0,004 \text{ m}^2$. Multiplicando a pressão pela área do cilindro B obtém-se a força de 2000 N produzida neste cilindro.

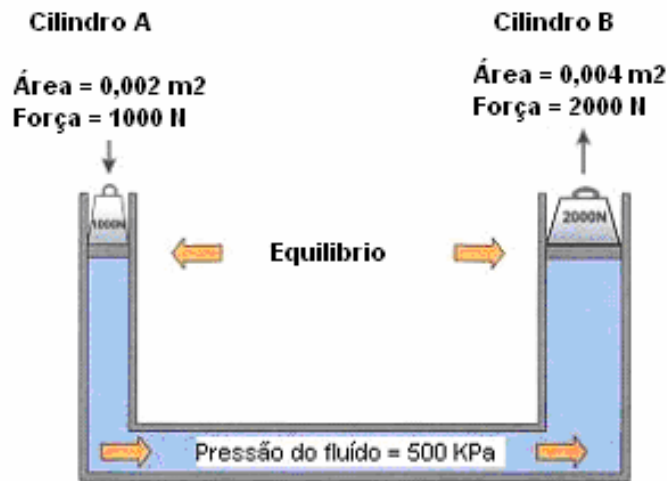


Figura 165 – Prensa hidráulica

De acordo com o exemplo anterior, podemos obter uma força de saída muito superior à força de entrada utilizando cilindros actuadores com áreas diferentes. Se forem utilizados cilindros actuadores com áreas iguais a força de entrada será igual à força de saída. Neste caso consegue-se apenas uma transmissão de potência, figura 166.

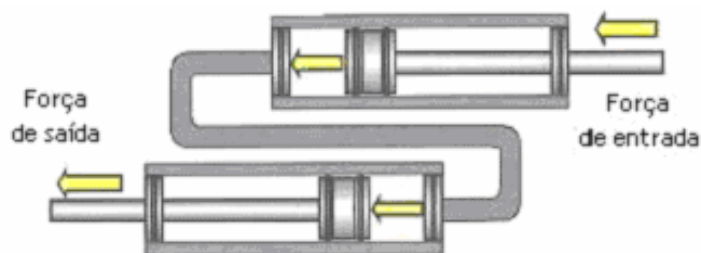


Figura 166 – Transmissão de potência

SISTEMA HIDRÁULICO PASSIVO

A força é aplicada num cilindro A apenas quando se deseja que um cilindro B se movimente. Um exemplo típico deste tipo de sistema é o sistema de travões dos automóveis e de aviões ligeiros.

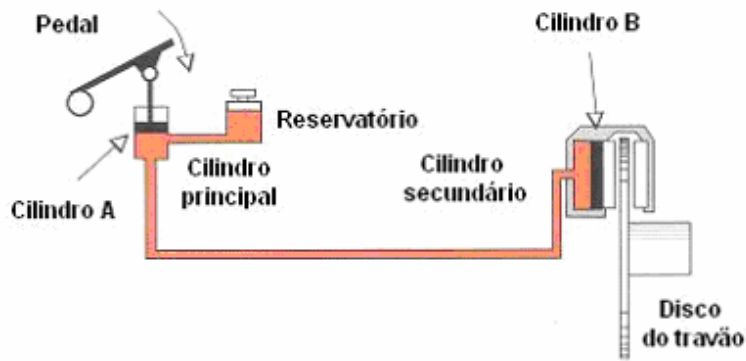


Figura 167 – Sistema hidráulico passivo

SISTEMA HIDRÁULICO ACTIVO

Sistema com pressão hidráulica permanente gerada através de bombas hidráulicas.

SISTEMA HIDRÁULICO BÁSICO

Um sistema hidráulico básico é constituído no mínimo pelos seguintes órgãos:

- Depósito com óleo hidráulico;
- Um bomba para gerar pressão no sistema (pode ser manual);
- Válvulas de um só sentido ou de não retorno instaladas junto à bomba para que a pressão do óleo seja encaminhada para o actuador e não retorne ao depósito;
- Uma válvula selectora para direccionar a pressão para um dos lados do actuador;
- Tubagens de ligação entre os órgãos referidos anteriormente. A linha entre o depósito e a bomba é denominada linha de sucção. A linha entre a bomba e o actuador, passando pela selectora, é a linha de pressão. A linha entre o actuador e o depósito é a linha de retorno de óleo.

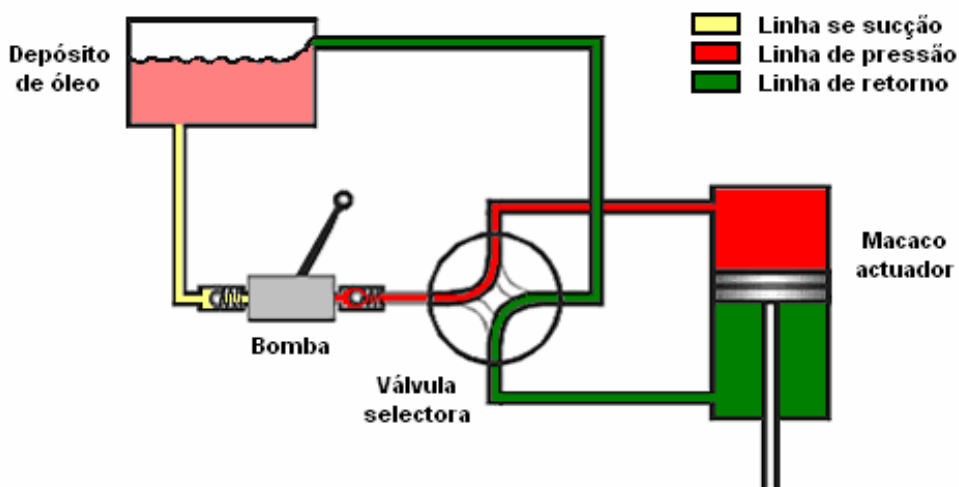


Figura 168 – Sistema hidráulico básico

Quando se acciona a bomba é gerada pressão no sistema que é encaminhada, através da válvula selectora, para um dos lados do cilindro actuador. A pressão que entra numa das câmaras do cilindro movimenta o êmbolo interior e respectiva haste. Esta por sua vez movimenta o dispositivo ao qual se encontrar ligada. O movimento do êmbolo no interior do cilindro expulsa o óleo que se encontra na outra câmara, através da linha de retorno, para o depósito.

COMPONENTES DO SISTEMA

Um sistema hidráulico de uma aeronave é mais complexo que o sistema básico e constituído por maior número de componentes. Aos órgãos referidos anteriormente temos que adicionar componentes para controlo de fluxo, controlo de pressão, limpeza do óleo, vedação e controlo de fugas e também para amortecimento de picos ou compensação de quebras de pressão. São necessários ainda instrumentos de monitorização do sistema. Deste modo, um sistema hidráulico de uma aeronave pode ser constituído por alguns ou pela totalidade dos seguintes componentes:

- Reservatório;
- Filtro;
- Bomba;
- Actuadores;
- Reguladores de fluxo;
 - Válvulas selectoras;
 - Válvulas de não retorno;
 - Válvulas de restrição;
 - Válvulas de vaivém;
 - Válvulas de sequência;
- Reguladores de pressão;
 - Válvulas de alívio;
 - Válvulas de manutenção da pressão;
 - Válvulas de redução de pressão;
- Tubagens;
- Vedantes;
- Acumuladores.

Fluidos hidráulicos e tubagens – Os fluidos hidráulicos são considerados incompressíveis, excepto a muito altas pressões (acima de 27.6 MN/m² ou 276.7 bar).

Uma certa quantidade de força de um sistema hidráulico é dispendida para vencer a resistência estática devida à fricção entre os êmbolos e os cilindros dos actuadores, hastes dos cilindros e superfícies de vedação e entre o fluido e as paredes das tubagens. A fricção entre o fluido e as paredes das tubagens depende:

- Da velocidade do fluido na tubagem;
- Do comprimento e acabamento final da tubagem;
- Do número de curvas;
- Da viscosidade do óleo.

As tubagens são na maioria dos casos manufacturadas em alumínio e têm a finalidade de encaminhar o fluido hidráulico desde o reservatório até aos actuadores e destes até ao reservatório passando por todos os componentes de controlo de fluxo e de regulação da pressão.

Actuadores

Destinam-se a converter a pressão do fluido hidráulico em movimento linear ou rotativo. No primeiro caso são utilizados actuadores lineares, no segundo são utilizados actuadores rotativos ou motores hidráulicos. Os actuadores lineares podem ser:

De um só sentido – Trabalham num só sentido sendo necessária uma força mecânica para que regresse à posição inicial. Esta força é gerada utilizando uma mola helicoidal no interior do cilindro do actuador, figura 169. Quando a pressão hidráulica entra na câmara da esquerda faz deslocar para a direita o êmbolo e a haste que a ele se encontra ligada comprimindo a mola na câmara da direita. Quando a pressão hidráulica é aliviada a mola anteriormente comprimida faz deslocar o êmbolo para a esquerda fazendo-o retomar a posição inicial.

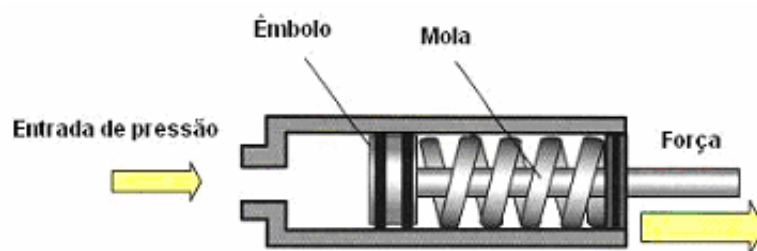


Figura 169 – Actuador de um só sentido (simple effect)

De dois sentidos não compensado – Neste actuador o movimento nos dois sentidos é conseguido através de pressão hidráulica. Quando a pressão hidráulica entra na câmara da esquerda, através da respectiva porta, faz deslocar o êmbolo no interior do cilindro e respectiva haste para a direita. O fluido hidráulico que se encontra na câmara da direita é forçado a sair pela linha de retorno para o reservatório. Se a pressão entrar para a câmara da direita o movimento é no

sentido contrário do referido anteriormente.

O actuador diz-se não compensado porque o êmbolo que se encontra no seu interior tem áreas diferentes nas duas faces. A área da face do lado direito é menor devido à área ocupada pela haste. O mesmo valor de pressão actuando sobre áreas diferentes gera forças diferentes. Neste caso temos, por exemplo, uma força de extensão superior à força de retracção.

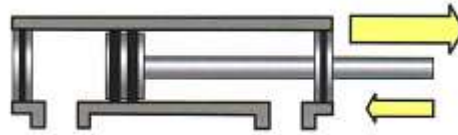


Figura 170 – Actuador de dois sentidos (duplo efeito) não compensado

De dois sentidos compensado – O funcionamento deste actuador é igual ao descrito para o actuador de dois sentidos não compensado. Neste caso as áreas das duas faces do êmbolo são iguais sendo também iguais as forças exercidas nos dois sentidos. Razão pela qual o actuador se diz compensado.

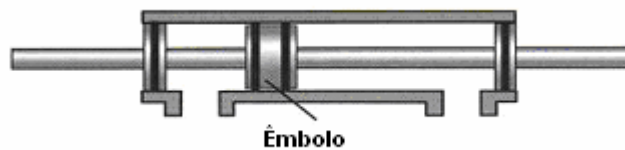


Figura 171 – Actuador de dois sentidos (duplo efeito) compensado

Portas de entrada e de saída do óleo – Permitem a ligação das tubagens e a entrada e saída de óleo hidráulico.

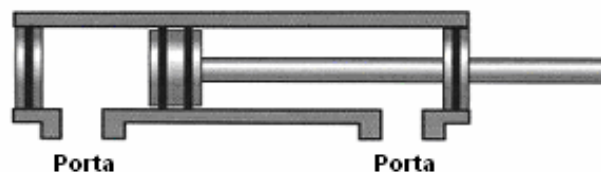


Figura 172 – Portas de entrada e saída de óleo

Dispositivos de Controlo de Fluxo

Válvulas de não retorno – Permitem a passagem de fluido num só sentido prevenindo a entrada de pressão no sentido contrário ao estipulado. A válvula é constituída por um corpo cilíndrico que

tem no seu interior uma esfera e uma mola. Quando não existe pressão a esfera encosta à sua sede no corpo da válvula, por acção da força da mola, e a válvula encontra-se fechada. Quando a pressão entra pelo lado estipulado empurra a esfera vencendo a força da mola e permitindo a passagem de óleo. Se a pressão surgir do lado contrário empurra a esfera contra a sua sede fechando a passagem de óleo.

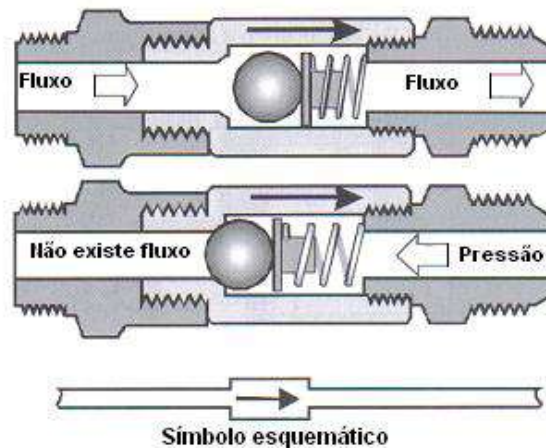


Figura 173 – Válvulas de não retorno

Válvulas de restrição – Restringem a passagem de fluxo num ou nos dois sentidos. Podem ser utilizadas para estabelecer velocidades diferenciadas do movimento do dispositivo accionado por um determinado actuador. Por exemplo, um movimento de retracção mais lento que o movimento de extensão, ou então para regular a velocidade fazendo com que sejam iguais quando um dos sentidos, extensão ou retracção, não requer tanta força. Por exemplo, a descida do trem de aterragem, devido ao seu peso, é mais fácil não requerendo tanta força. Se não existir restrição na linha de descida a respectiva velocidade será superior à velocidade de subida. Outro exemplo é o da descida e subida dos flaps em que existe maior dificuldade na descida devido à resistência provocada pelo fluxo de ar que incide na superfície do flap. Neste caso a restrição é colocada na linha de subida.

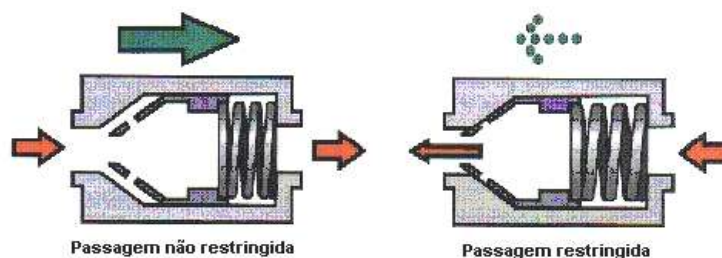


Figura 174 – Válvula de restrição num só sentido

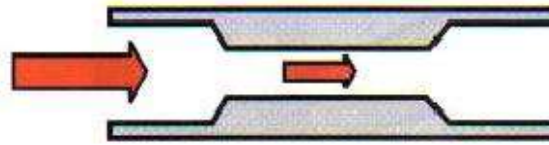


Figura 175 – Válvula de restrição nos dois sentidos

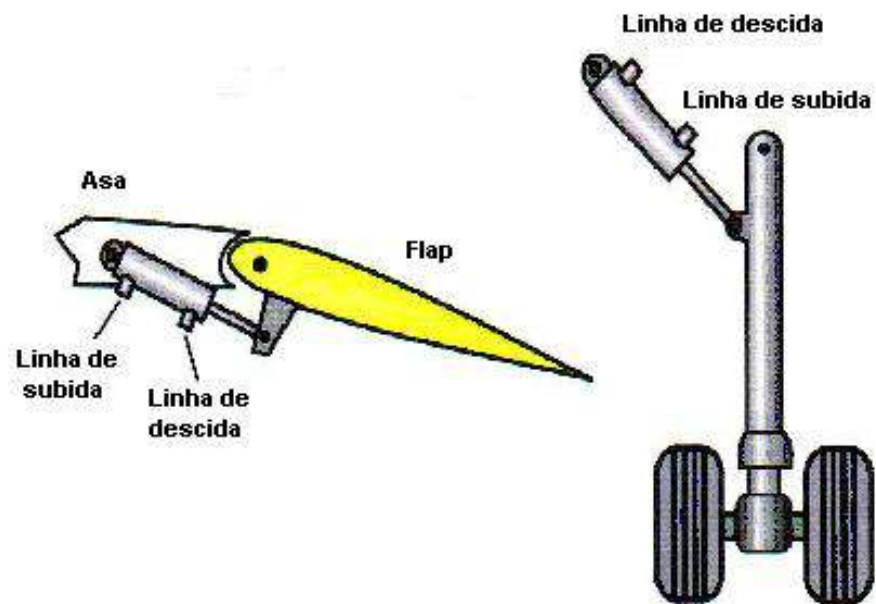


Figura 176 – Linhas onde podem ser aplicadas válvulas de restrição de fluxo

Válvulas reguladoras de fluxo – Regulam o fluxo de óleo nos dois sentidos, linha de pressão e linha de retorno. A válvula tem forma cilíndrica, com as extremidades em forma cônica, e encontra-se fixa no interior de uma mola helicoidal através de um prato guia com furos para a passagem do óleo. A entrada e saída de óleo do corpo da válvula tem também forma cônica. Quando o fluxo é normal o óleo passa através dos furos existentes no prato guia e a válvula, por acção da mola, mantém-se centrada. Quando a razão de fluxo é acima do estipulado o óleo empurra o prato guia comprimindo a mola. Nesta situação a válvula encaixa na parte cônica do corpo da válvula restringindo a passagem de óleo garantido a razão normal de fluxo, figura 177.

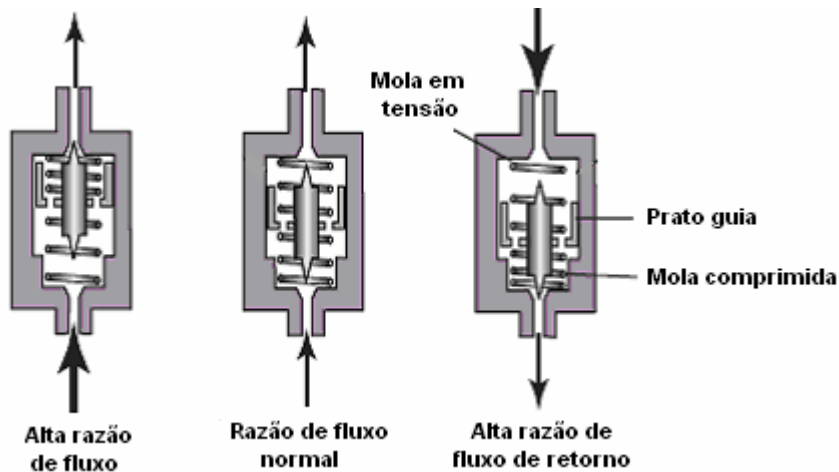


Figura 177 – Válvulas reguladoras de fluxo

Válvulas selectoras – Permitem direccionar a pressão hidráulica para as linhas pretendidas. Podem ser do tipo:

- **Rotativas de duas portas** – Utilizadas em sistemas com actuadores de simples acção. Numa das posições estabelece a ligação entre a linha de pressão e a porta de entrada de pressão para o actuador, fecha a linha de retorno e permite a extensão do dispositivo accionado pelo actuador. Na outra posição fecha a linha de pressão e abre a linha de retorno. A mola do actuador anteriormente comprimida distende-se, movimenta o êmbolo e força o óleo a sair pela linha de retorno para o reservatório. É efectuada a retracção do dispositivo.

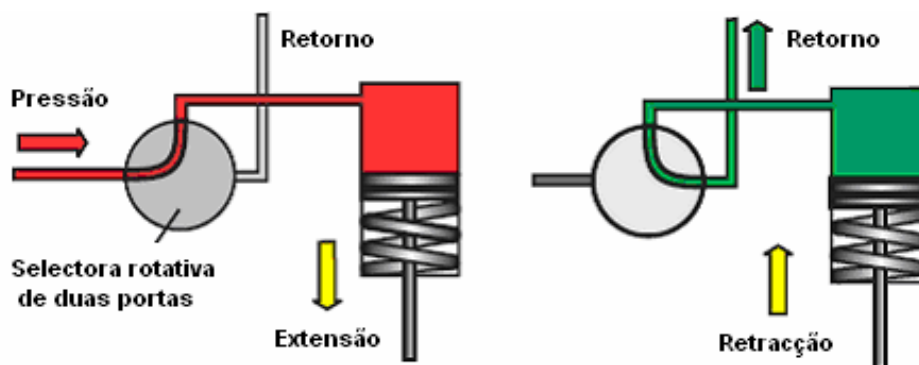


Figura 178 – Válvula selectora rotativa de duas portas

- **Rotativas de quatro portas** – São utilizadas em sistemas com actuadores de dupla acção. Permitem estabelecer a linha de pressão e a linha de retorno em simultâneo e também efectuar o bloqueio hidráulico em que não existe entrada nem saída de óleo do actuador.

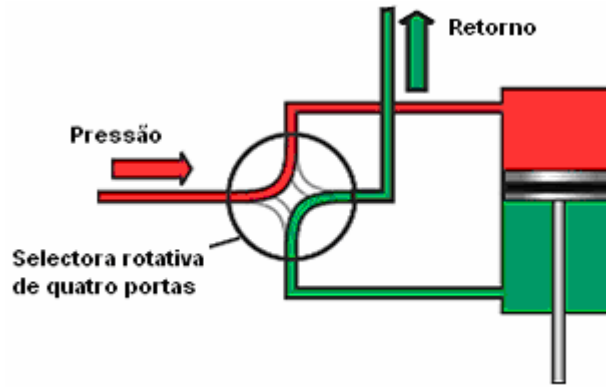


Figura 179 – Válvula selectora rotativa de quatro portas

Bloqueio hidráulico – Quando a válvula selectora é posicionada na posição neutral não estabelece qualquer ligação com as portas do actuador não existindo entrada nem saída de óleo do actuador. Como as duas câmaras do actuador se encontram cheias de óleo, sendo este incompressível, não existe qualquer movimento do êmbolo, haste e respectivo dispositivo à qual esta se encontra ligada. É assim estabelecido o bloqueio hidráulico.

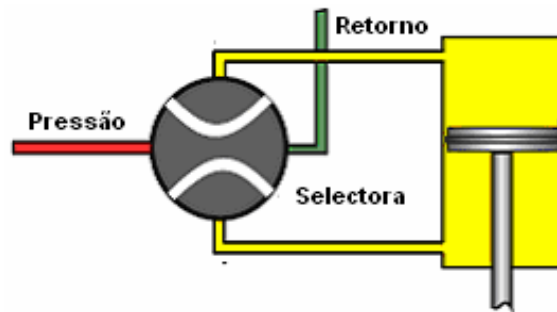


Figura 180 – Bloqueio hidráulico

- **Lineares** – Permitem estabelecer as linhas de pressão e de retorno e também o bloqueio hidráulico quando posicionadas na posição neutral. Podem ser actuados:

Mecanicamente, através de tirantes.

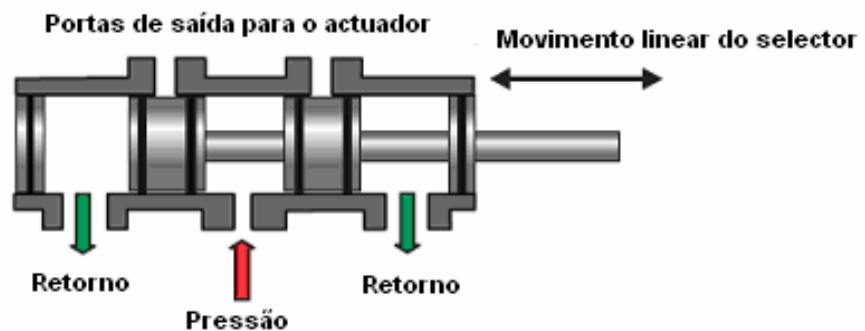


Figura 181 – Válvula selectora linear actuada mecanicamente

Através de válvulas solenoides – Utilizados quando não é praticável operar estas válvulas através de uma ligação mecânica. As válvulas solenoides são actuadas electricamente e abrem ou fecham a passagem de pressão hidráulica para um dos lados da válvula selectora. É esta pressão que faz actuar a válvula. Na figura 182 pode observar-se que a válvula solenoide da esquerda se encontra energizada (passagem de pressão fechada) e a da direita sem energia permitindo a passagem de pressão para a câmara do lado direito da selectora. A pressão nesta câmara faz deslocar a selectora para a esquerda estabelecendo a linha de pressão e de retorno indicadas na figura. Quando as duas solenoides se encontram sem energia eléctrica permitem a passagem de pressão para os dois lados da selectora. Quando não há pressão hidráulica a válvula é posicionada na posição central. Nestas duas últimas situações é estabelecido o bloqueio hidráulico.

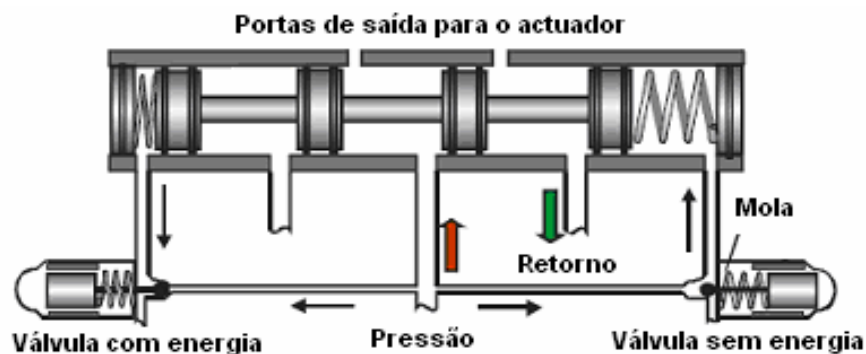


Figure 182 – Válvula selectora linear actuada através de solenoides

Válvulas de vaivém – Permitem alimentar determinadas linhas de serviço ou actuadores com uma fonte de energia (pressão) alternativa quando falha a fonte principal. A válvula é constituída por um corpo cilíndrico com duas portas de entrada, uma porta de saída e um êmbolo interior livre. Quando é fornecida pressão pela fonte principal o êmbolo interior é deslocado para o lado da entrada da fonte alternativa fechando esta entrada. A pressão sai pela porta de saída para a linha de serviço. Se falhar a fonte principal de energia e for accionada a fonte alternativa, o êmbolo desloca-se para o lado da entrada da fonte principal fechando esta entrada. A pressão da fonte alternativa é encaminhada através da porta de saída para a linha de serviço.

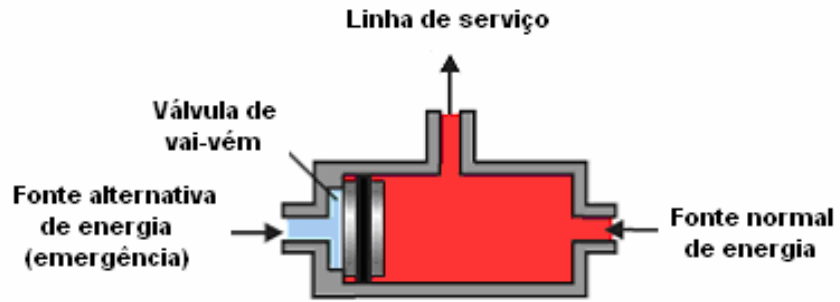


Figura 183 – Válvula de vai-vém

Válvulas de seqüência ou de prioridade – Estabelecem a seqüência de operação de vários actuadores e dispositivos encaminhando, em primeiro lugar, a pressão para o serviço primário ou principal e, após a actuação deste, para o serviço secundário. Um exemplo da aplicação destas válvulas é o caso do circuito de descida e subida do trem de aterragem e respectivas portas. Na subida, por exemplo, a pressão é encaminhada em primeiro lugar para os desbloqueadores e actuadores das pernas do trem e só depois para os actuadores das portas.

Estas válvulas podem ser actuadas por via:

- **Hidráulica** – A válvula é accionada pela pressão hidráulica do sistema. Inicialmente encontra-se aberta a linha do serviço primário e fechada a linha do serviço secundário por acção de uma mola e de uma válvula interior. Quando os actuadores do serviço primário atingem o seu fim de curso a pressão aumenta na linha, a força da mola é vencida e estabelecida a passagem de pressão para a linha secundária.

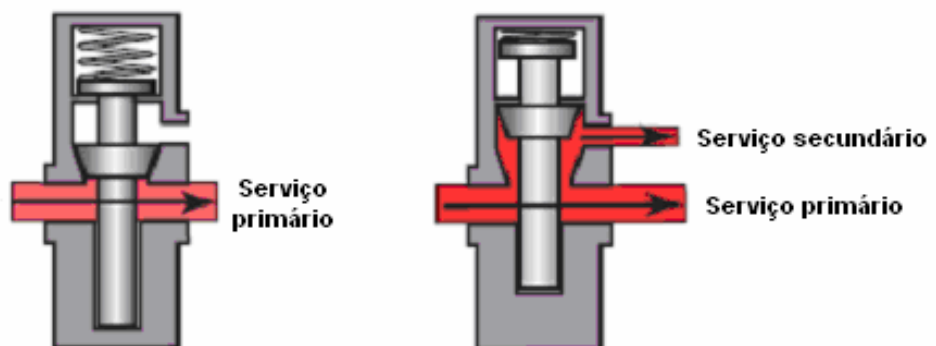


Figura 184 – Válvula de seqüência actuada por pressão hidráulica

- **Mecânica** – Neste tipo de válvula a abertura da linha secundária, após a actuação dos actuadores da linha primária, é efectuada mecanicamente por contacto directo de um dos dispositivos do serviço primário que movimenta a válvula interior abrindo a passagem de pressão para a linha secundária.
- **Eléctrica** – Neste caso a válvula é actuada electricamente por actuação de "micro-switches" accionados quando os dispositivos do serviço primário chegam ao sue fim de curso.

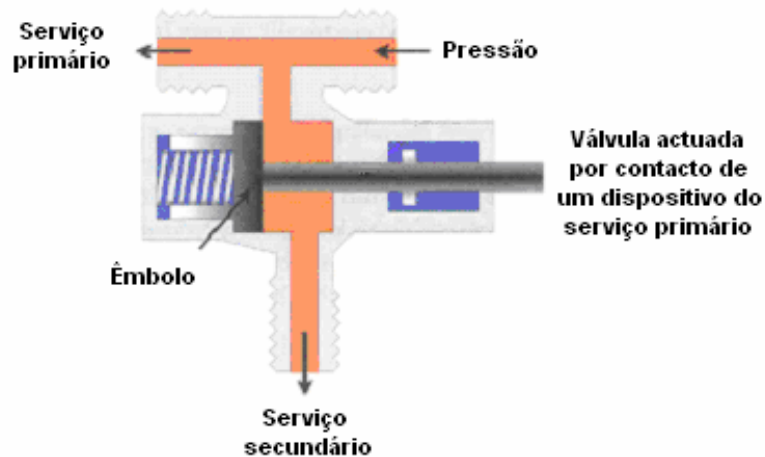


Figura 185 – Válvula de sequência actuada mecanicamente

Em função do tipo de válvulas selectoras instaladas, os sistemas hidráulicos podem ser:

- **De centro aberto** – São normalmente sistemas de baixa pressão com válvulas selectoras de centro aberto. Quando a pressão não é direccionada para nenhum dos serviços do sistema o óleo debitado pela bomba passa pelo centro da selectora directamente para a linha de retorno.



Figura 186 – Sistema hidráulico de centro aberto

- **De centro fechado** – As válvulas selectoras são de centro fechado sendo necessários dispositivos reguladores de pressão que abrem a passagem de óleo debitado pela bomba para a linha de retorno aliviando a pressão. Estes sistemas têm usualmente instalado válvulas de manutenção de pressão e bombas de pressão constante (volume variável).

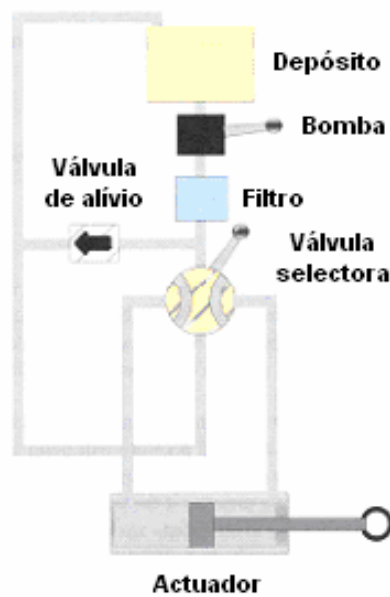


Figura 187 – Sistema hidráulico de centro fechado

Dispositivos de Controlo de Pressão

Em relação à pressão normal de trabalho os sistemas hidráulicos podem ser:

- **De baixa pressão** – Pressões até 2000 PSI. A pressão típica em pequenos aviões é de 1500 PSI.
- **De alta pressão** – Pressões entre 2000 a 4500 PSI.

Os componentes utilizados para manter ou limitar a pressão em várias partes do sistema hidráulico são:

- Válvulas de alívio;
- Válvulas de manutenção de pressão;
- Válvulas de redução de pressão.

Válvulas de alívio – Protegem o sistema hidráulico de pressões excessivas permitindo a passagem de óleo para a linha de retorno. A válvula é constituída por uma esfera que é mantida encostada à sua sede por acção da força de uma mola fechando a passagem de óleo. A regulação da pressão à qual a válvula actua é efectuada alterando a tensão da mola através de um parafuso de regulação instalado no corpo da válvula. Quando a pressão atinge o valor para o qual a válvula foi regulada é vencida a tensão da mola e deslocada a esfera permitindo a passagem de óleo para a linha de retorno.

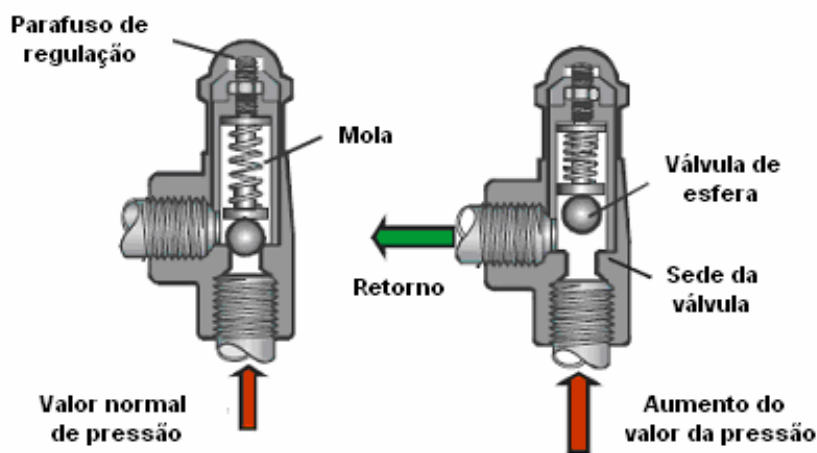


Figura 188 – Válvula de alívio de pressão

Válvulas de manutenção da pressão – Válvulas normalmente utilizadas em sistemas com bombas de volume constante. São também denominadas **Automatic Cut Out Valves (ACOV)**.

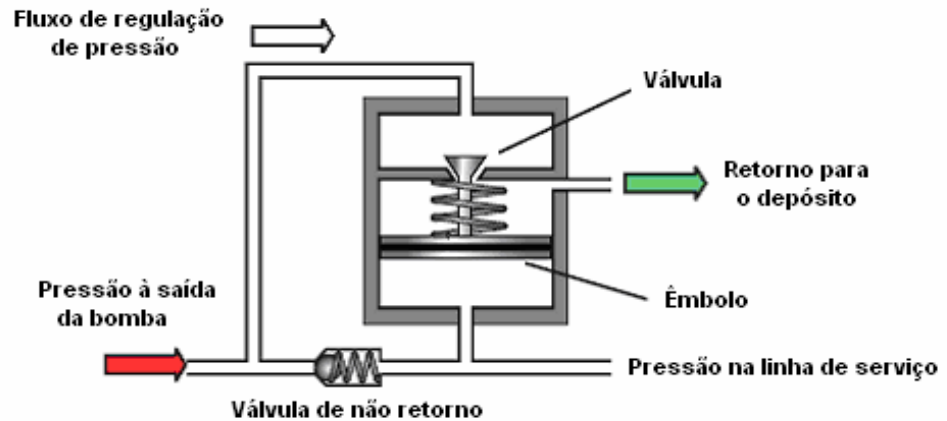


Figura 189 – Válvula de manutenção de pressão

A válvula é constituída por três câmaras. Na primeira câmara entra o valor da pressão à saída da bomba e na terceira a pressão da linha do sistema. A segunda câmara encontra-se ligada à primeira através de uma válvula interna de agulha e separada da terceira por um êmbolo ao qual se encontra ligada a válvula de agulha. Esta câmara encontra-se ainda ligada à linha de retorno. O princípio de funcionamento é o seguinte:

Quando algum dos dispositivos ligados à linha do sistema está a ser accionado a pressão nesta linha, e também a pressão sentida na terceira câmara da válvula, baixam. A pressão da primeira câmara é superior e faz fechar a válvula interna de agulha e respectiva passagem para a segunda câmara. Todo o óleo debitado pela bomba é encaminhado para a linha de serviço não existindo passagem de óleo para a linha de retorno ligada à segunda câmara da válvula.

Quando nenhum dos dispositivos ligados à linha de serviço está a ser accionado, a pressão nesta linha, e também na terceira câmara, aumenta. A tensão da mola da válvula de agulha é vencida e estabelecida a passagem da primeira para a segunda câmara. O óleo passa através desta última câmara para a linha de retorno aliviando a pressão no sistema.

Válvulas redutoras de pressão – Destinam-se a reduzir o valor da pressão para valores de pressão de trabalho de subsistemas que funcionam com pressões mais baixas que a pressão normal do sistema principal.

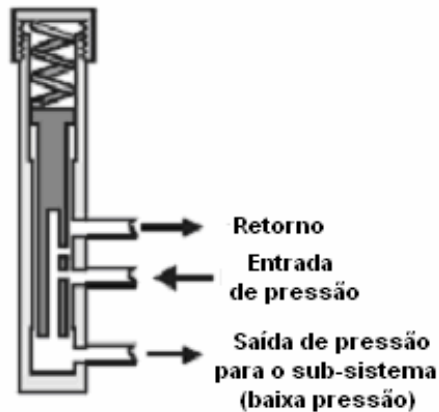


Figura 190 – Válvula redutora e pressão

Bombas Hidráulicas

Destinam-se a gerar pressão hidráulica no sistema à qual se encontram ligadas. Transformam energia mecânica em energia hidráulica. Podem ser:

- Manuais;
- Mecânicas (accionadas pelo motor do avião);
- Eléctricas (utilizadas apenas em sistemas de baixa pressão);
- Pneumáticas (Air Turbine Motor – ATM);
- De ar de embate (Ram Air Turbine – RAT);
- Hidráulicas (Unidades de transferência de potência).

As bombas ATM, RAT e PTU são utilizadas como bombas alternativas nos sistemas de redundância ou de emergência.

Bombas hidráulicas manuais – Podem ser utilizadas para accionar dispositivos em actuação por emergência, para operar determinados dispositivos com o avião no solo com os motores parados, para testar linhas de pressão, para operar portas de carga, etc.

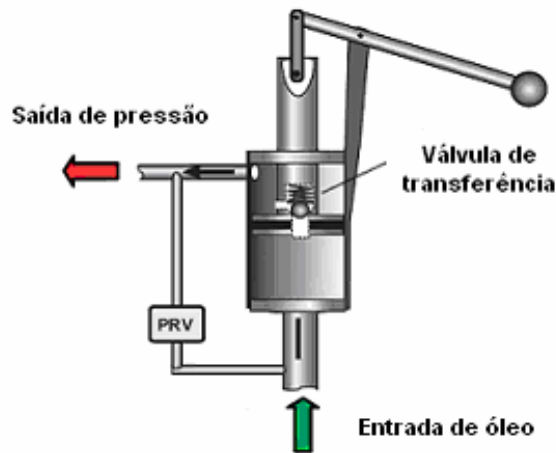


Figura 191 – Bomba hidráulica manual

Bombas mecânicas – São normalmente accionadas pelo motor do avião (encontram-se instaladas no cárter de acessórios) podendo nalguns casos ser accionadas através de um motor eléctrico. Podem ser de:

- **Volume constante** – Debita sempre o mesmo volume de óleo sendo necessários dispositivos de regulação de pressão no sistema. Este tipo de bomba pode ser de:
 - Baixa pressão;
 - Bomba de carretos
 - Bomba de alhetas
 - Alta pressão;
 - Bomba de êmbolos
- **Pressão constante** – É uma bomba de êmbolos de volume variável que adequa o débito de óleo às necessidades do sistema.

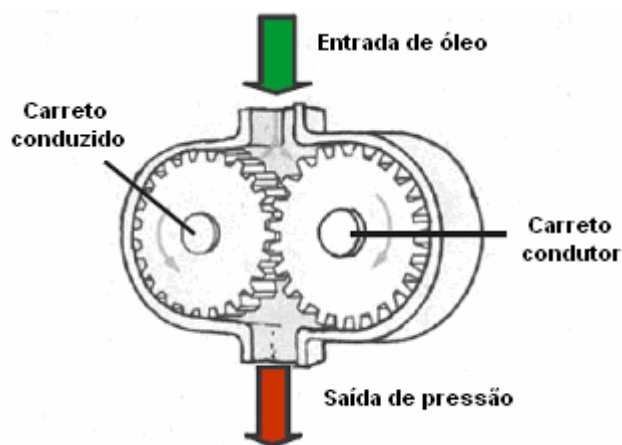


Figura 192 – Bomba mecânica de carretos

A bomba de carretos é constituída por um cárter com uma porta de sucção e outra de saída de pressão, um carreto condutor que recebe movimento e um carreto conduzido. O fluido entra pela porta de sucção e é arrastado entre os dentes dos carretos e a parede do cárter até à porta de saída de pressão. Ai é forçado a sair para a linha de pressão uma vez que não consegue passar entre os dentes dos dois carretos.

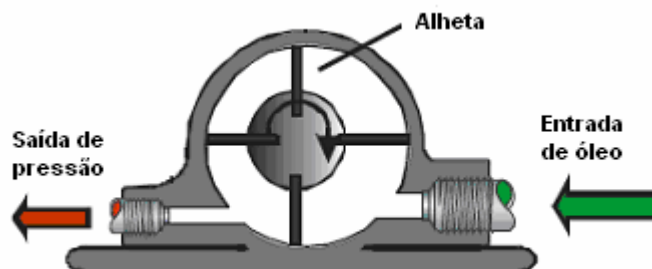


Figura 193 – Bomba de alhetas

A bomba de êmbolos pode ser de volume constante ou de volume variável (pressão constante). No primeiro caso denomina-se bomba de cárter angular de débito constante sendo constituída por um cárter com um determinado ângulo de inclinação, um prato de rótulas ligado ao veio através do qual a bomba recebe movimento de rotação e por um bloco interior (revólver) com êmbolos ligados por hastes ao prato de rótulas. Este transmite movimento ao revólver através de um cardan de ligação. Ligado ao cárter existe ainda uma válvula de placa ligada a uma linha de sucção e a uma linha de pressão.

Devido à inclinação entre o prato de rótulas e o revólver onde se encontram os êmbolos o movimento de rotação dos primeiros é transformado em movimento linear dos segundos (êmbolos). Estes, à medida que o conjunto vai rodando, fazem sucção de óleo para o interior do respectivo cilindro durante o movimento desde o ponto morto superior até ao ponto morto inferior. O movimento do êmbolo desde o ponto morto inferior até ao ponto morto superior expulsa o óleo para a linha de pressão.

A bomba de êmbolos de volume variável (pressão constante) difere da anterior por ter possibilidade de inclinar o prato de rótulas desde um ângulo nulo até um determinado ângulo máximo. Quando o ângulo é nulo não existe inclinação entre o prato de rótulas e o revólver de êmbolos. Estes não têm qualquer movimento linear não havendo sucção nem expulsão de óleo. À medida que o prato de rótulas se vai inclinado existe movimento de vaivém dos êmbolos com sucção e expulsão de óleo. Com o máximo ângulo de inclinação é obtido o máximo débito da bomba.

A regulação da inclinação do prato de êmbolos é efectuada através da acção de uma mola ligada ao prato e a um êmbolo sobre o qual actua a pressão existente na linha a jusante da

bomba. Quando a pressão é baixa a acção da mola movimenta o prato para a sua inclinação máxima e a bomba fornece o máximo débito fazendo aumentar a pressão. À medida que esta aumenta o êmbolo é movimentado provocando a compressão da mola, a diminuição da inclinação do prato de rôtulas e a diminuição do débito da bomba.

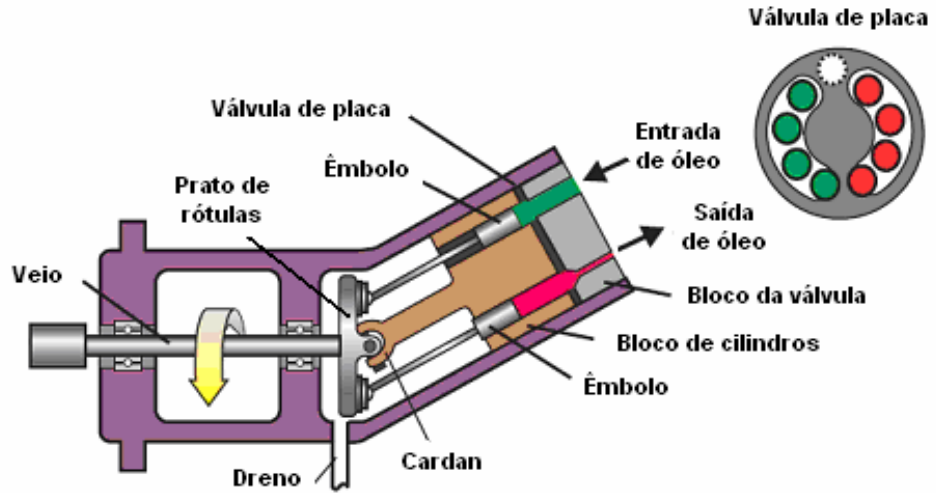


Figura 194 – Bomba de êmbolos de cárter angular de débito constante

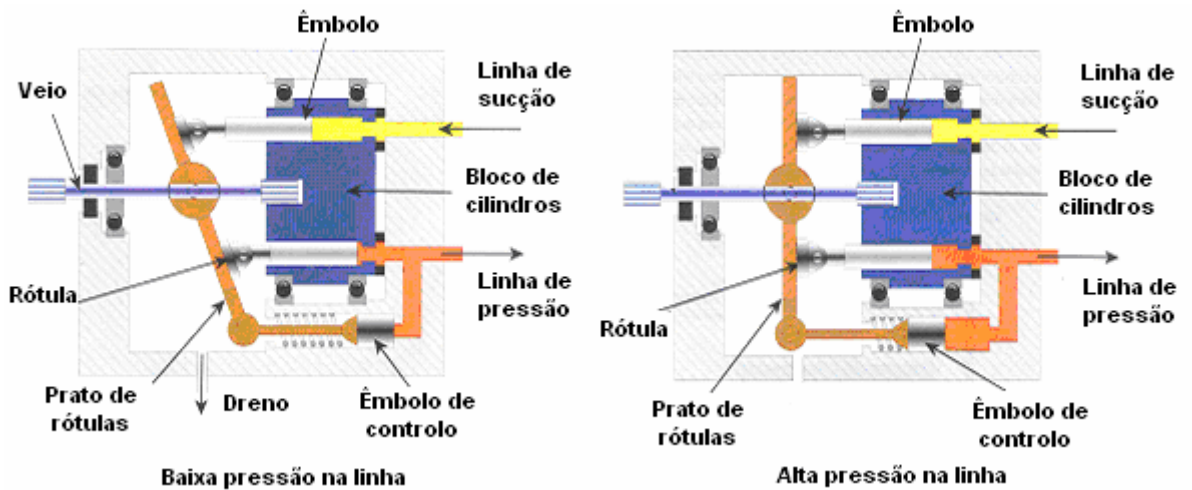


Figura 195 – Bomba de êmbolos de débito variável

Filtros

Têm a finalidade de reter as impurezas existentes no óleo prevenindo danos nas válvulas selectoras e vedantes. Podem ser de baixa pressão, instalados nas linhas de retorno e de sucção, ou de alta pressão,

instalados imediatamente a seguir à bomba. Alguns órgãos possuem filtros à entrada dos mesmos.

O filtro é constituído pelo corpo ou cárter, pelo elemento filtrante onde ficam retidas as impurezas e, em alguns casos, por uma válvula de "bypass" e por um indicador de colmatagem.

Se o elemento filtrante ficar colmatado a pressão do óleo aumenta, faz abrir a válvula de "bypass" e o óleo passa directamente para o sistema sem ser filtrado. É preferível ter óleo com algumas impurezas do que uma falha no sistema por impedimento da passagem do óleo. Quando a válvula de "bypass" abre faz sair um pino para o exterior do corpo do filtro que indica que o elemento filtrante se encontra obstruído. Mesmo que a válvula volte a fechar, quando não existe pressão, o pino permanece saído.

Os elementos filtrantes podem ser metálicos (rede ou metal poroso) ou em papel prensado. A dimensão das partículas até à qual a filtragem é eficiente (retenção das partículas no elemento filtrante) é denominada grau de filtragem. A unidade de medida usada vulgarmente é o micron (0,001mm) podendo o grau de filtragem ir até aos 5 micron.

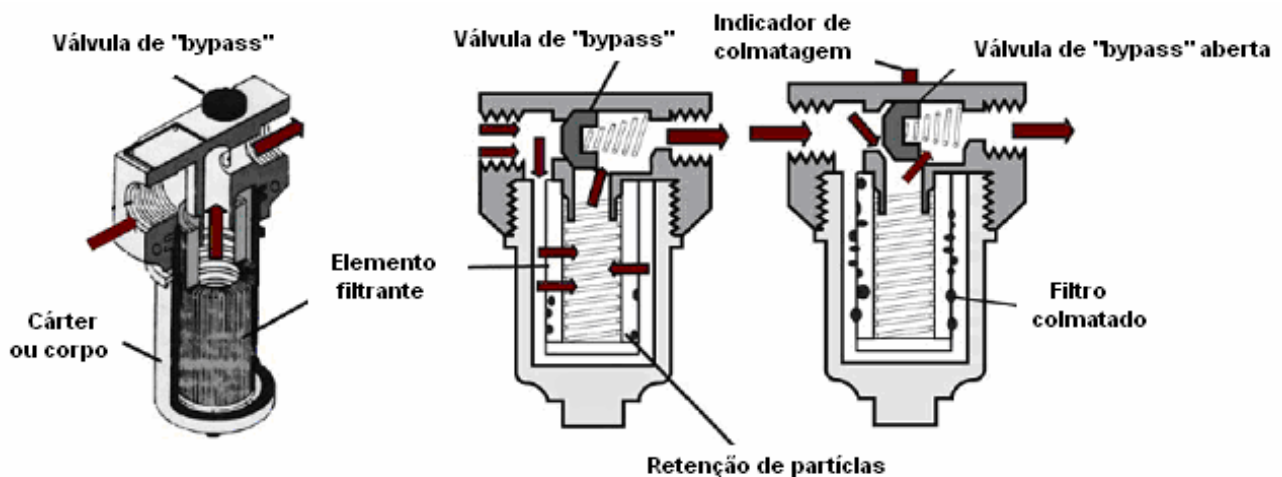


Figura 196 – Filtro

Acumuladores Hidráulicos

Podem ser de dois tipos de acordo com a sua função:

- Acumulador amortecedor;
- Acumulador para armazenar pressão que será utilizada em caso de emergência.

A função primária dos acumuladores amortecedores instalados no sistema hidráulico é a de amortecer os golpes de pressão que se criam quando os actuadores chegam ao fim do seu curso e quando o regulador de pressão fecha. Servem ainda para armazenar energia (óleo e pressão) permitir a expansão térmica do fluído e compensar pequenas fugas internas.

A diferença entre os dois tipos é a seguinte: Nos acumuladores amortecedores o óleo entra e sai livremente em função das flutuações de pressão no sistema. Nos de armazenagem de pressão o óleo entra no acumulador sempre que há picos de pressão, mas uma válvula de não retorno evita a sua

saída. O óleo e respectiva pressão apenas são descarregados no sistema quando é actuado o sistema de emergência. Os acumuladores podem ser de:

- Diafragma;
- Membrana;
- Êmbolo.

Os dois primeiros têm normalmente forma esférica, o de êmbolo tem forma cilíndrica. O de diafragma é constituído por dois hemisférios unidos através de rosca ou por parafusos. Cada hemisfério forma uma câmara separada por um diafragma, uma destinada ao óleo e a outra ao gás. A primeira é ligada à linha do sistema hidráulico, através de uma união roscada, a segunda, destinada ao gás, tem instalada uma válvula de alta pressão.

O acumulador de membrana é constituído por um só corpo esférico no qual é introduzida uma membrana que é fixa por um tampão. Possui uma ligação para o óleo e uma válvula de alta pressão para carregamento com gás.

O acumulador de êmbolo é o mais utilizado e o que pode trabalhar com mais altas pressões. O êmbolo desliza no interior do acumulador em função das flutuações de pressão.

Qualquer um dos tipos de acumulador pode ter instalado um manómetro de indicação de pressão.

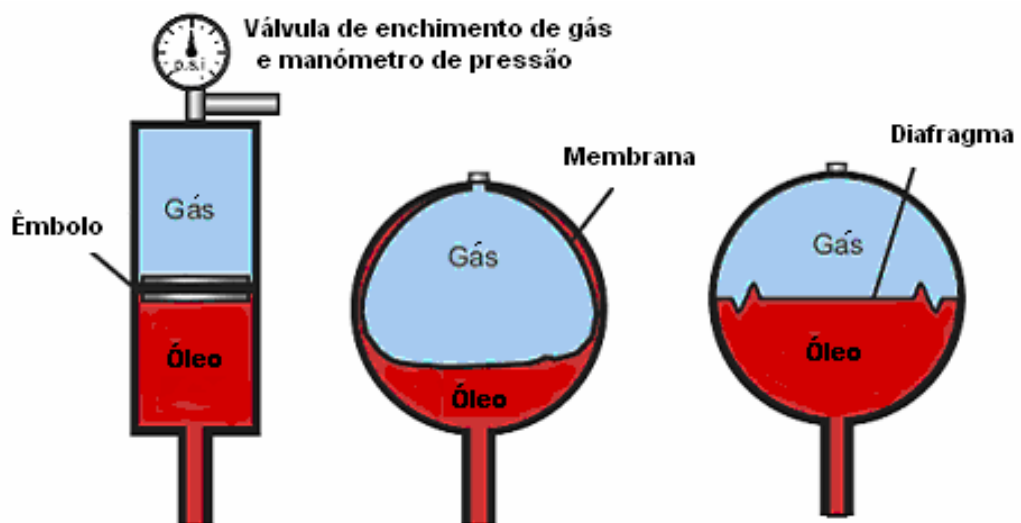


Figura 197 – Diferentes tipos de acumuladores

Como já foi referido o acumulador consiste num reservatório, dividido em duas câmaras, uma contendo gás (azoto) à pressão e a outra contendo óleo hidráulico e ligada à linha de pressão do sistema.

Sem pressão hidráulica no sistema, carrega-se o acumulador com gás a uma pressão igual à mais baixa pressão de trabalho dos actuadores ligados ao sistema. Com o sistema em carga a pressão hidráulica entra na outra câmara do acumulador comprimindo o gás até que a pressão deste e a do óleo sejam

iguais (acumulador em carga). Quando o sistema se encontra à pressão de trabalho a pressão do gás e do óleo são iguais.

Se a pressão aumenta no sistema, entra mais óleo no acumulador e comprime mais o gás (amortecimento de flutuações de pressão).

Se a pressão baixa no sistema o óleo contido no acumulador, e respectiva pressão, são descarregados no sistema compensando a baixa de pressão.

Vedantes

A vedação é muito importante num sistema hidráulico para que não hajam fugas internas ou externas. Pode ser estática, efectuada entre superfícies fixas, ou dinâmica quando efectuada entre superfícies móveis. No primeiro caso os vedantes, também denominados juntas, mais utilizados têm secção circular ou quadrada e a vedação é efectuada pela compressão do vedante contra as duas superfícies. No segundo caso os vedantes ou empanques têm usualmente secção quadrada e são colocados entre anilhas que previnem a sua deformação excessiva. Existem também vedantes utilizados para limpeza das hastes dos cilindros em retracção que previnem danos nos vedantes de vedação dinâmica.

Os materiais utilizados nos vedantes podem ser:

- Cobre e alumínio. Muito utilizados em juntas em forma de anilhas. Asseguram uma boa estanqueidade e suportam elevadas temperaturas.
- Borracha natural e sintética. Os vedantes de borracha natural degradam-se rapidamente em contacto com óleo de origem mineral.
- Materiais plásticos sendo os mais comuns os de teflon.

Reservatórios

Os reservatórios têm a finalidade de:

- Armazenar óleo suficiente para a operação de todos os actuadores do sistema;
- Compensar pequenas fugas de óleo;
- Proporcionar espaço suficiente para a expansão do óleo devido ao aquecimento;
- Fornecer uma determinada quantidade de óleo para o sistema de emergência.

Os modernos reservatórios possuem internamente alhetas destinadas a efectuar a remoção automática de gases dissolvidos no óleo. Dependendo do tipo de sistema, os reservatórios podem ser pressurizados ou apenas ventilados.

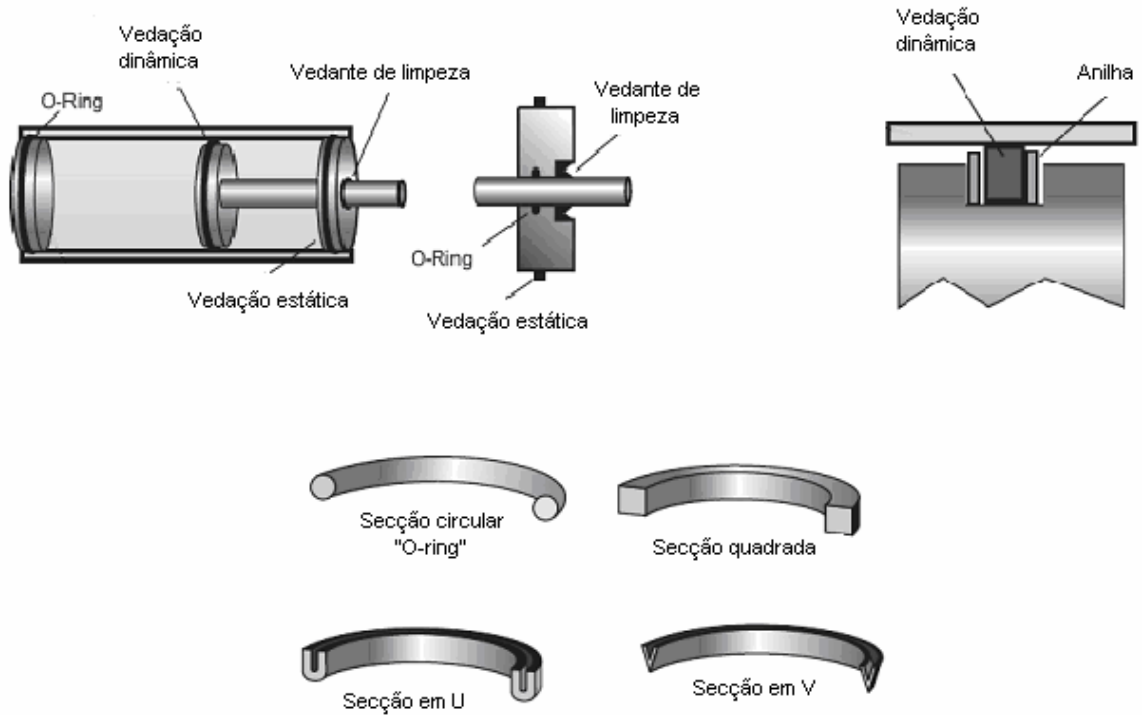


Figura 198 – Diferentes tipos de vedantes

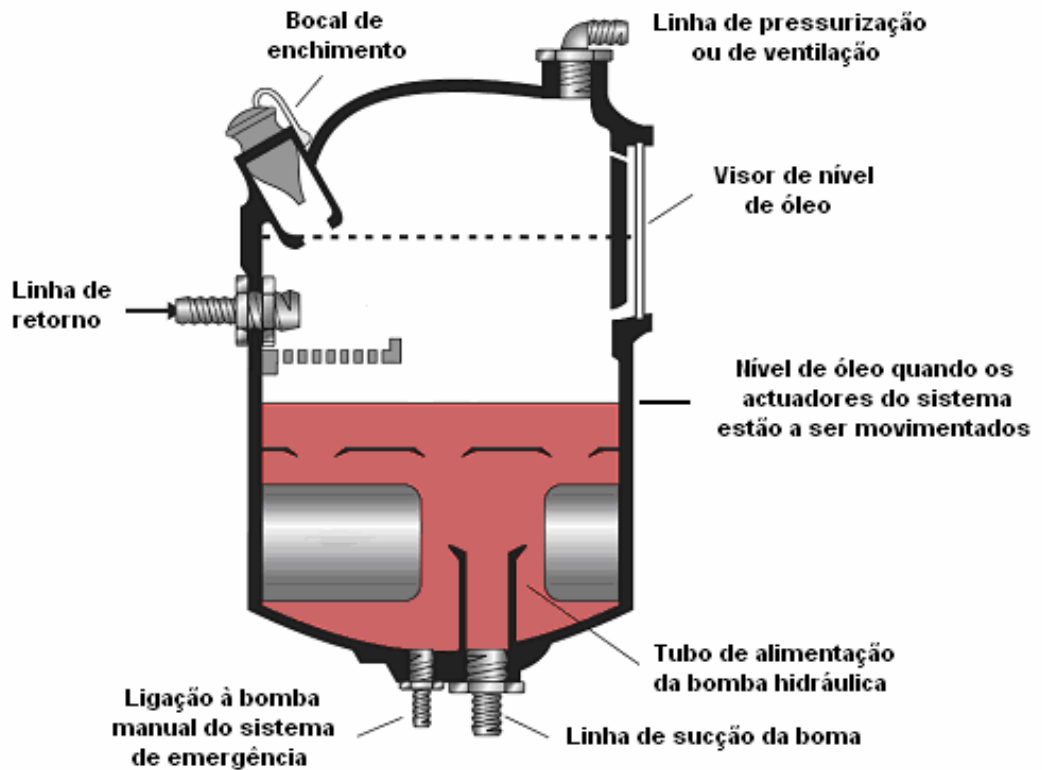


Figura 199 – Depósito de óleo hidráulico

Motores Hidráulicos

Os motores hidráulicos são bombas de êmbolos que trabalham em sentido oposto "reverse". A bomba encontra-se ligada a um veio do qual recebe movimento rotativo. Este movimento é transformado em movimento linear dos êmbolos fazendo com que haja admissão de óleo, a partir da linha de sucção, sendo em seguida expulso para a linha de pressão. O motor recebe pressão hidráulica que faz movimentar linearmente os êmbolos. Este movimento é convertido em movimento rotativo do corpo ou revólver, prato de rótulas e respectivo veio.

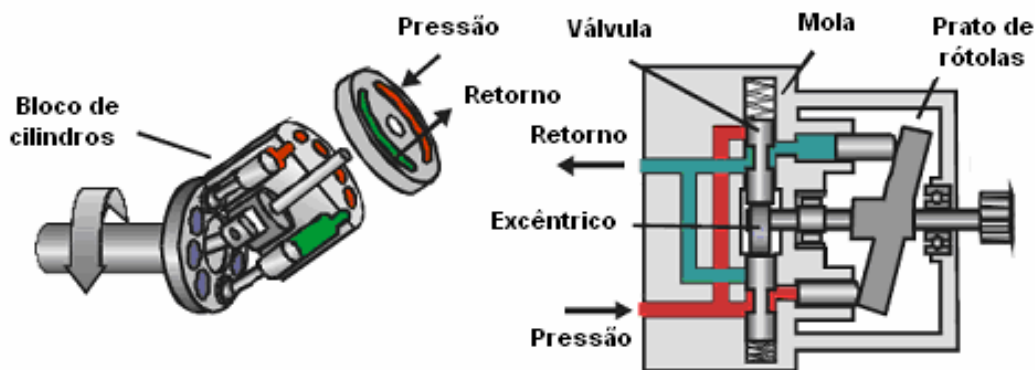


Figura 200 – Motor hidráulico

Um motor hidráulico pode, por exemplo, ser utilizado num sistema hidráulico "A" para accionar uma bomba hidráulica instalada num sistema hidráulico "B". O motor e a bomba encontram-se ligadas ao mesmo veio e no seu conjunto funcionam como uma unidade de transferência de potência.

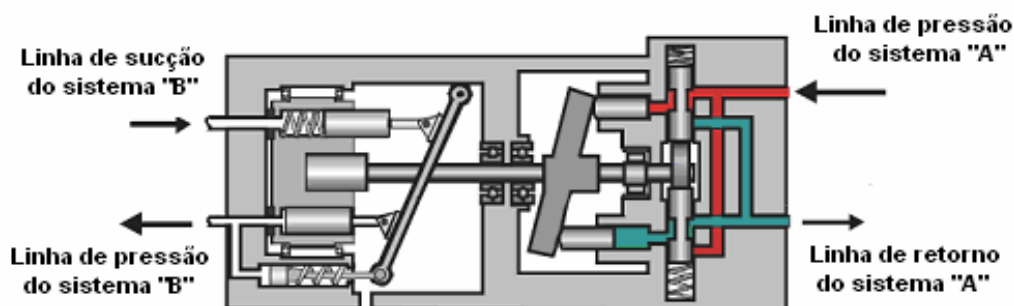


Figura 201 – Unidade de transferência de potência

Trocadores de Calor

Em sistemas com grande carga de trabalho, como por exemplo os sistemas de controlo de voo, o fluido

hidráulico aquece bastante sendo necessário efectuar o seu arrefecimento em trocadores de calor. Estes podem ser de dois tipos:

- De arrefecimento por ar;
- De arrefecimento por líquido.

Os trocadores de calor são constituídos por uma serpentina tubular, por onde passa o fluido hidráulico, exposta a um fluxo de ar, no caso dos trocadores de arrefecimento por ar, ou colocada no interior de um depósito de combustível, no caso de trocadores de arrefecimento por líquido. Neste último caso o líquido de arrefecimento utilizado é o combustível e conseguem-se dois benefícios: arrefecimento do fluido hidráulico e aquecimento do combustível prevenindo a congelação do mesmo. O trocador é instalado no interior do depósito na zona de combustível não usado para que fique sempre submerso.

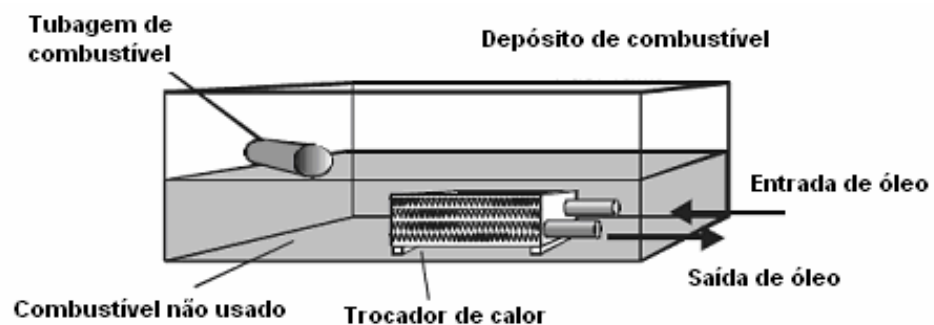


Figura 202 – Trocador de calor de arrefecimento por líquido

Fusíveis Hidráulicos

São dispositivos instalados nas tubagens e destinados a limitar a perda de óleo hidráulico em caso de fuga externa.

O dispositivo consiste num corpo cilíndrico e numa válvula interna cuja posição é regulada por acção de uma mola. Em situação normal a pressão à entrada do fusível (montante) é igual à pressão de saída (jusante). Este equilíbrio de pressões posiciona a válvula interna numa posição que permite a normal passagem de óleo. Se existir uma fuga de óleo a jusante do dispositivo, a pressão baixa nesta zona, e uma maior pressão à entrada do fusível faz movimentar a válvula interna para uma posição que fecha a passagem de óleo.

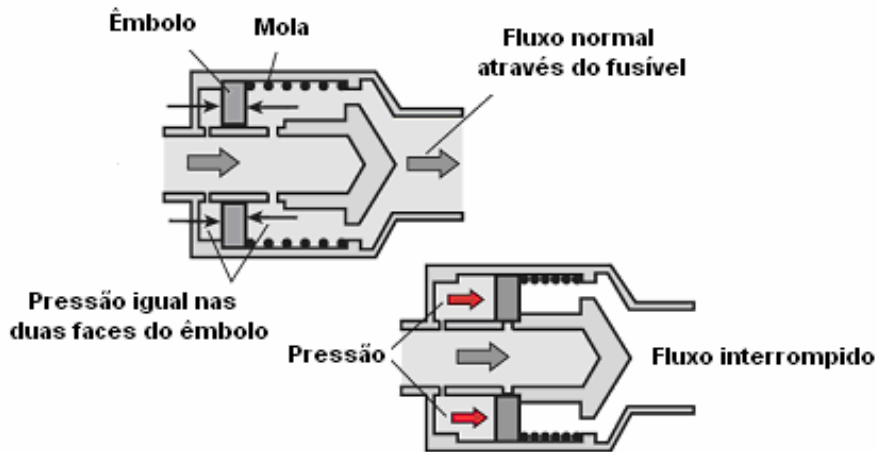


Figura 203 – Fusível hidráulico

Turbina de Ar de Embate

É utilizada como sistema de emergência e consiste numa pequena ventoinha ou “fan” que, em caso de falha da bomba principal do sistema hidráulico, é exposta ao escoamento do ar, junto à fuselagem da aeronave. O escoamento de ar faz rodar a “fan” que por sua vez movimenta uma bomba hidráulica que gera pressão para os sistemas fundamentais como o sistema de controlo de voo e o sistema de travões.

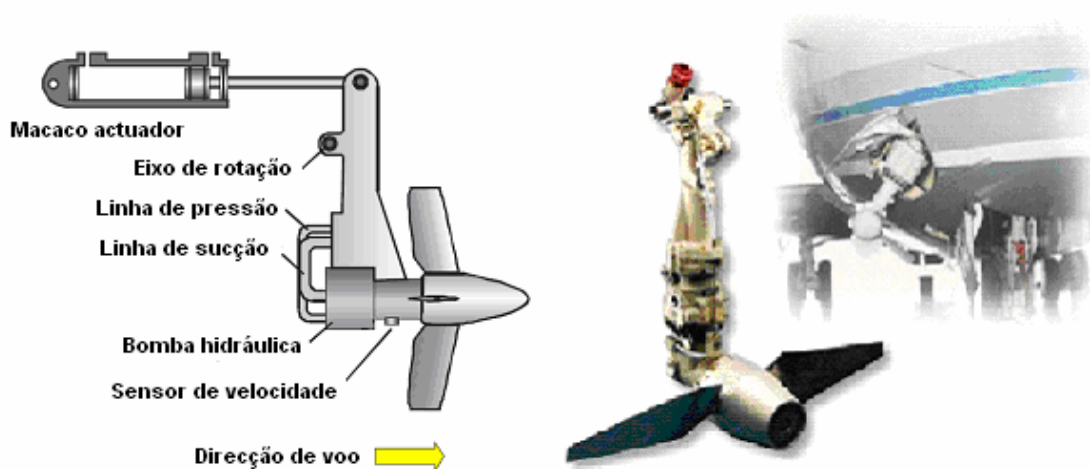


Figura 204 – “Ram Air Turbine”

Monitorização

Os dados do sistema hidráulico que são monitorizados variam em função do modelo de avião e da maior ou menor complexidade dos sistemas. A pressão é monitorizada em todos os sistemas podendo outros dados como quantidade de óleo nos reservatórios, temperatura do óleo e estado das bombas e das unidades de transferência serem também monitorizados.

Os aviões de grande porte possuem dois ou mais sistemas hidráulicos independentes identificados por cores diferentes.

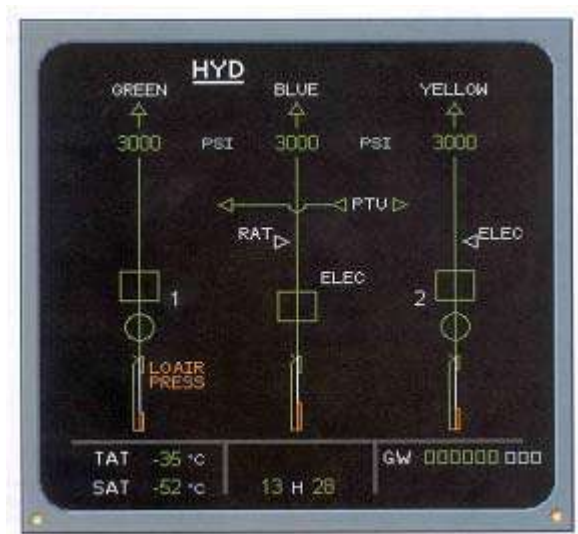
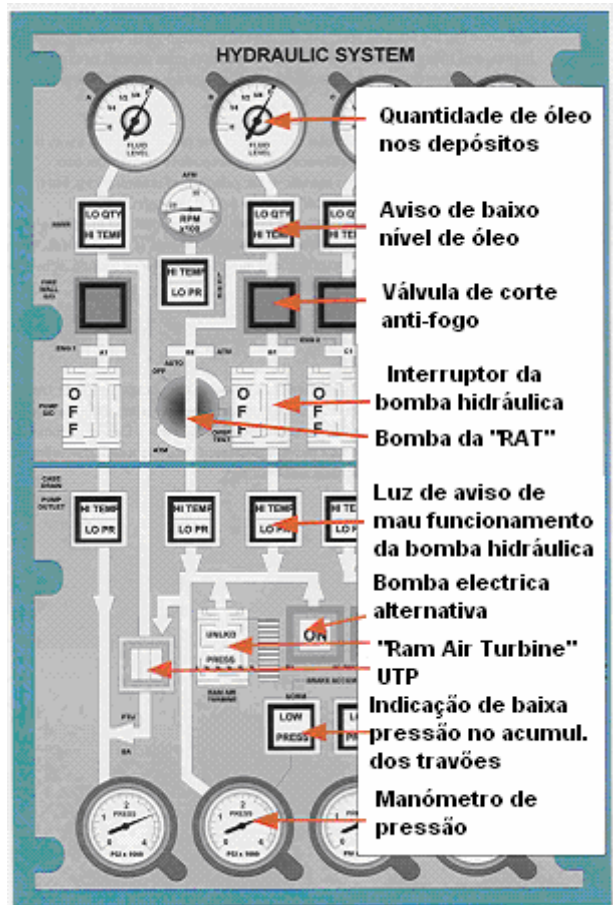


Figura 205 – Monitorização do sistema hidráulico

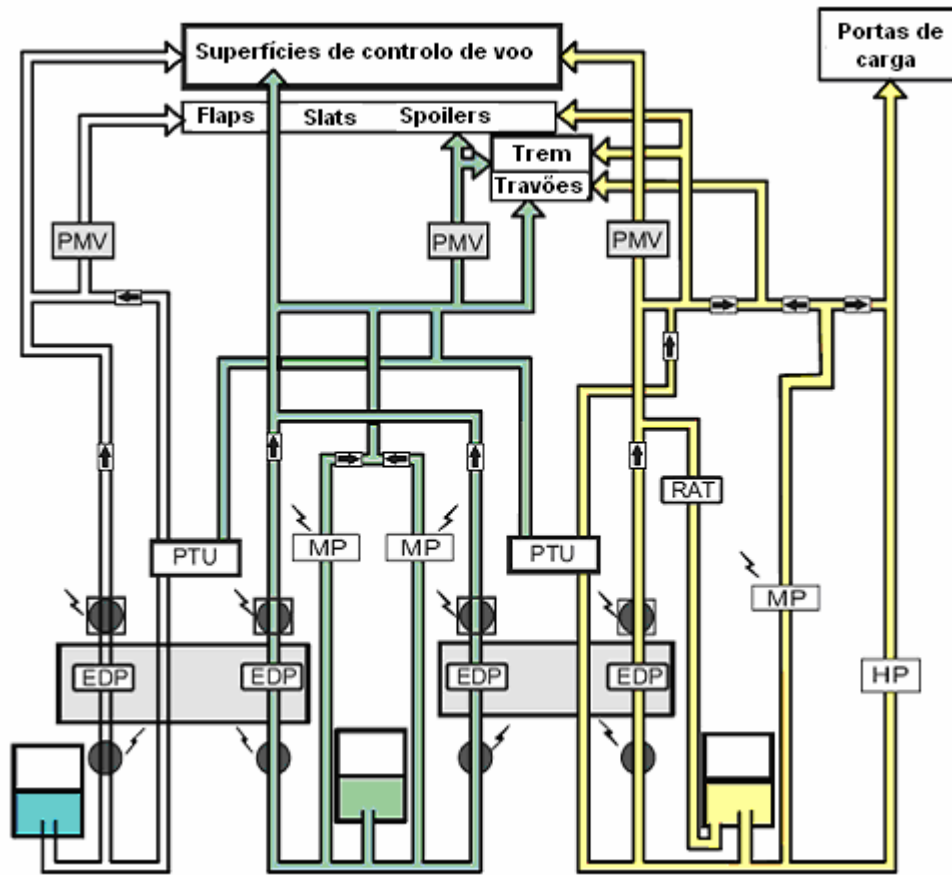






Figura 206 – Esquema hidráulico de uma aeronave com três sistemas independentes

Legenda da figura

- EDP** Engine Driven Pump (Bomba accionada pelo motor)
- PTU** Power Transfer Unit (Unidade de transferência de potência)
- MP** Motorised Pump (Bomba motorizada)
- RAT** Ram Air Turbine (Turbina de ar de embate)
- HP** Hand Pump (Bomba manual)
- PMV** Pressure Maintaining Valve (Válvula de manutenção de pressão)

-  Operado electricamente
-  Válvula de não retorno
-  Válvula de corte anti-fogo
-  Válvula de corte

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

O sistema de combustível tem a finalidade de armazenar e fornecer a quantidade de combustível adequada às necessidades do motor em qualquer regime, altitude e atitude de voo. Este sistema pode ser mais ou menos complexo, consoante o fim a que se destina a aeronave, o seu tamanho, número e potência dos motores, tecto de serviço e raio de acção.

Devemos distinguir o sistema de combustível da aeronave do sistema de combustível do motor. O primeiro, que será aqui tratado, é denominado sistema abastecedor ou de baixa pressão. O segundo, designado sistema de medição de combustível, é tratado na disciplina de motores.

COMBUSTÍVEIS DE AVIAÇÃO

Existem dois tipos de combustível de aviação:

- AVGAS – “Aviation Gasoline” utilizada em motores alternativos com sistema de ignição;
- AVTUR – “Aviation Kerosene” utilizado em motores de turbina e novos motores alternativos tipo diesel.

Avgas

Combustível destilado a partir de óleo mineral. Consiste numa mistura de hidrocarbonetos leves e pode ter diferentes graus, isto é, diferentes graus de resistências à detonação:

- Grau 80 – Apresenta cor avermelhada e é apenas utilizada em motores atmosféricos de pequena potência;
- Grau 100 – Com alto teor de chumbo, apresenta cor verde;
- Grau 100 LL – Com baixo teor de chumbo, apresenta cor azul;
- Grau 115.

Avtur

Combustível destilado a partir de óleo mineral. É uma mistura de hidrocarbonetos pesados e, à semelhança do AVGAS, também pode ter diferentes graus:

JET B – É uma mistura de gasolina e querosene nas proporções 30% e 70%, respectivamente, sendo apenas utilizado em locais de baixas temperaturas como o Canadá e o Alasca devido à sua qualidade de baixo ponto de congelação;.

JET A – Combustível normalmente utilizado em voos domésticos nos USA devido ao seu relativo baixo custo;

JET A1 – Combustível desenvolvido para voos a grande altitude. É o combustível utilizado na aviação militar.

ADITIVOS UTILIZADOS NO COMBUSTÍVEL

A fim de melhorar as características do combustível são utilizados vários aditivos. Os mais comuns são:

- FSII (Fuel System Icing Inhibitor) destinado a combater a formação de gelo, a corrosão e a contaminação por fungos;
- HITEC (Lubricity Agent) destinado a reduzir o desgaste dos componentes do sistema de combustível;
- Dissipador de electricidade estática com a finalidade de reduzir os perigos da electricidade estática gerada durante o movimento rápido do combustível.

ARQUITECTURA DO SISTEMA (COMPONENTES)

O sistema de combustível pode ser mais ou menos complexo tendo a totalidade ou apenas alguns dos seguintes componentes:

- Depósitos;
- Tubagens;
- Bombas;
- Válvulas;
- Bocais de enchimento;
- Filtros;
- Instrumentos indicadores e de aviso.

Quanto ao modo de fornecimento de combustível ao motor os sistemas podem ser de alimentação por gravidade ou de alimentação por pressão.

SISTEMA DE ALIMENTAÇÃO POR GRAVIDADE

É utilizado apenas em aviões ligeiros em que o peso de combustível entre o depósito e a unidade de controlo de combustível gera pressão suficiente para a alimentação do motor. Deve ser capaz de fornecer 1,5 vezes o combustível necessário ao motor na máxima potência. Este sistema tem instalado, na cabina de pilotagem da aeronave, uma bomba manual ("primer pump") utilizada em condições de arranque a frio do motor.

SISTEMA DE ALIMENTAÇÃO POR PRESSÃO

Utiliza bombas que fornecem o combustível ao motor com a pressão adequada. Em aeronaves em que os motores se encontram acima ou ao mesmo nível dos depósitos apenas este sistema pode ser utilizado.

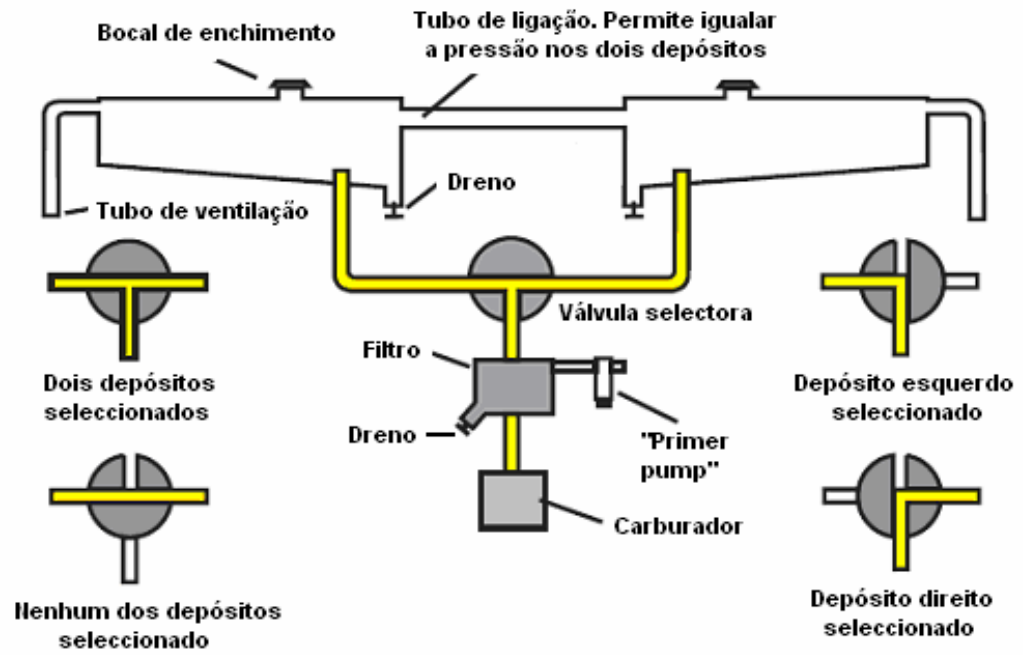


Figura 207 – Esquema de um sistema de combustível de alimentação por gravidade

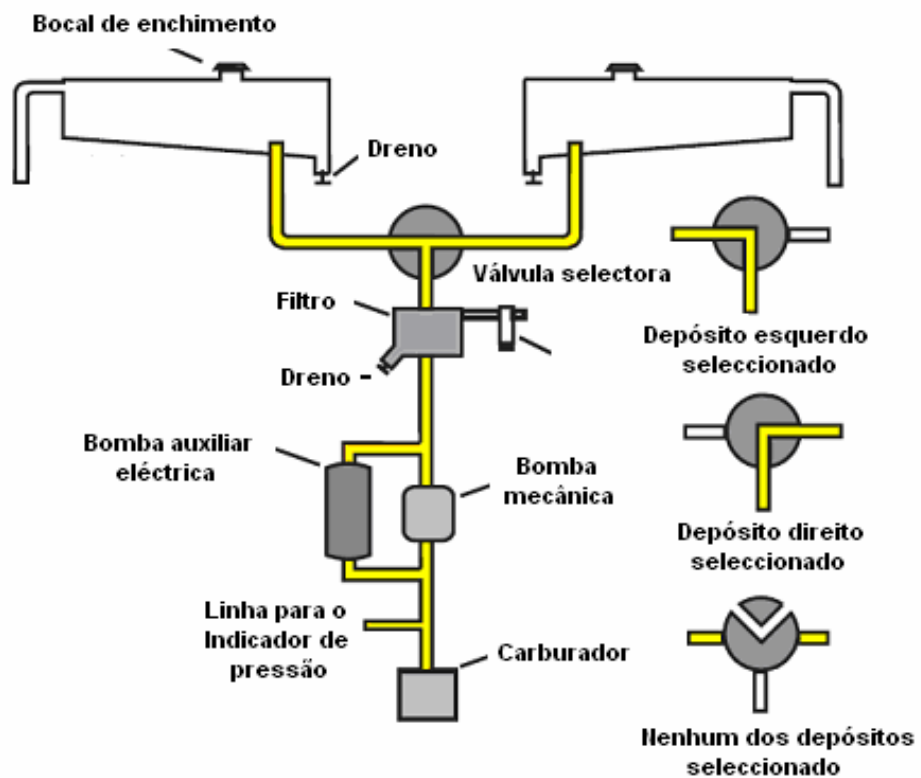


Figura 208 – Esquema de um sistema de combustível, de um avião ligeiro, de alimentação por pressão

DEPÓSITOS DE COMBUSTÍVEL

O armazenamento de combustível é efectuado em depósitos apropriados para o efeito que podem ser classificados tendo em conta:

- A sua função:
 - Principais;
 - Suplementares;
 - De equilíbrio longitudinal.
- O tipo de construção:
 - Rígidos;
 - Flexíveis;
 - Integrais;
- A sua localização na aeronave:
 - Internos;
 - Permanentes (integrais);
 - Amovíveis (células independentes);
 - Externos.

Depósitos Flexíveis

São fabricados em tela resistente, à base de borracha, que possibilita formas complexas. Têm um tempo de vida útil limitado (ao fim de algum tempo podem apresentar porosidades) e podem ser do tipo auto-vedante ou não ("self sealings" ou não "self sealing").



Figura 209 – Depósito de combustível flexível

Os depósitos flexíveis "self sealing" são utilizados em alguns aviões de combate e incorporam um semi-

vulcanizador (borracha 100% natural) que, quando em contacto com o combustível, forma uma pasta que veda o orifício provocado pelo projectil.

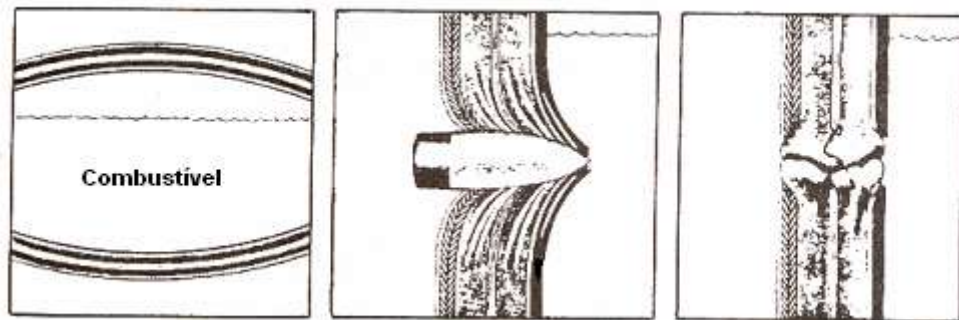


Figura 210 – Depósito de combustível flexível auto vedante

Depósitos Integrais

São formados pela própria estrutura da asa ou da fuselagem devidamente vedada.

Na asa estes depósitos ocupam o espaço entre as longarinas frontal e traseira podendo chegar até à ponta da asa. A asa com depósitos integrais é normalmente designada asa molhada (“wet wing”) e o peso do combustível ao longo desta reduz a flexão provocada pelas forças de sustentação. Neste tipo de depósitos as fugas são mais difíceis de reparar.

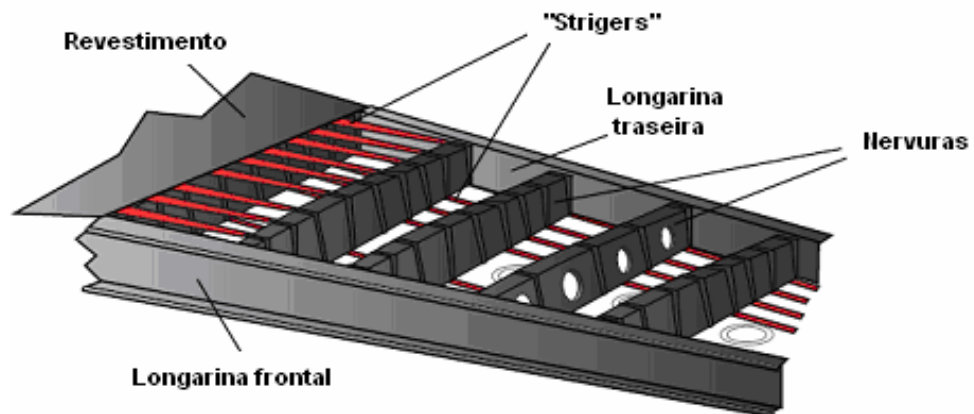


Figura 211 – Depósito integral na asa

Depósitos Suplementares

Podem ser internos ou externos. Estes últimos podem estar colocados nas asas ou na fuselagem e podem ser alijáveis (libertados) ou não alijáveis em voo. Nos depósitos alijáveis são utilizados dois processos de largada:

- Por gravidade (drop tanks);

- Alijáveis através de uma força adicional provocada por uma carga explosiva ou outro sistema que lhes dão impulso desviando-os do avião (pylon tanks).

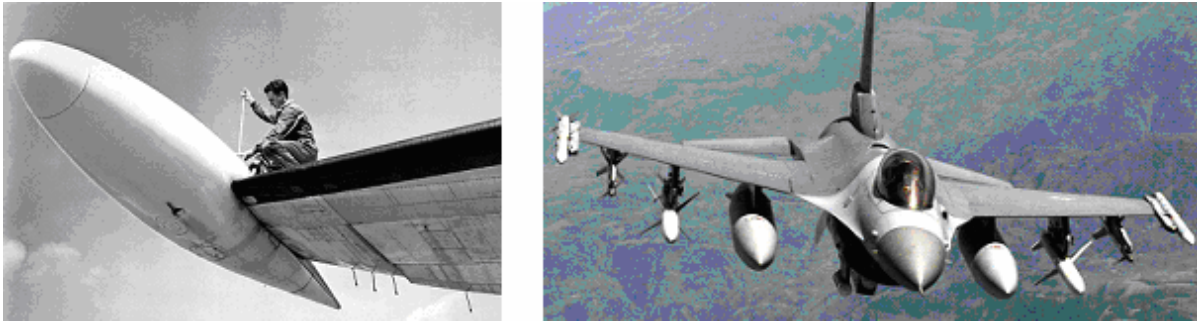


Figura 212 – Depósito de ponta da asa e depósitos suspensos na asa

VÁLVULAS "FLAPPER" E TUBOS PERCULADORES

São dispositivos colocados no interior dos depósitos com a finalidade de restringir o movimento do combustível e diminuir as forças de inércia durante as manobras da aeronave. Estes dispositivos podem consistir em "flaper valves", que permitem o movimento do combustível num só sentido, ou em tubos perculadores, que regulam a passagem de combustível entre os vários compartimentos dos depósitos. Nos depósitos integrais da asa, as nervuras restringem também o movimento do combustível.

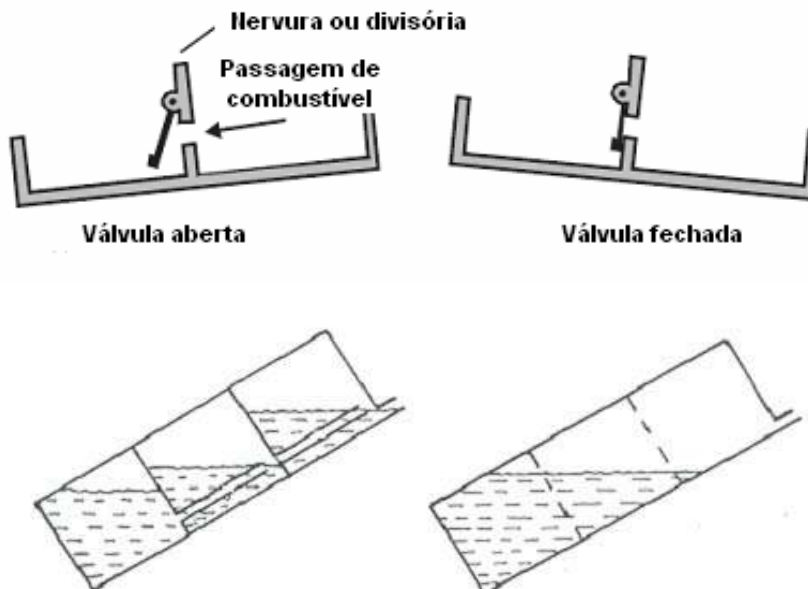


Figura 213 – Válvula "flapper" e tubo perculador

COMBUSTÍVEL NÃO USADO

Misturada no combustível existe sempre alguma quantidade de água que se vai acumulando na parte mais baixa do depósito. Se esta água for para os motores, através das linhas de combustível, estes podem parar. Para que tal não aconteça, os reservatórios têm os seguintes dispositivos:

- Um dreno instalado no ponto mais baixo do depósito que permite drenar a água acumulada.
- O tubo de alimentação de combustível colocado numa posição acima do ponto mais baixo do depósito prevenindo que a água acumulada vá para os motores. Este facto faz com que parte do combustível do reservatório não possa ser utilizado (combustível não usado).

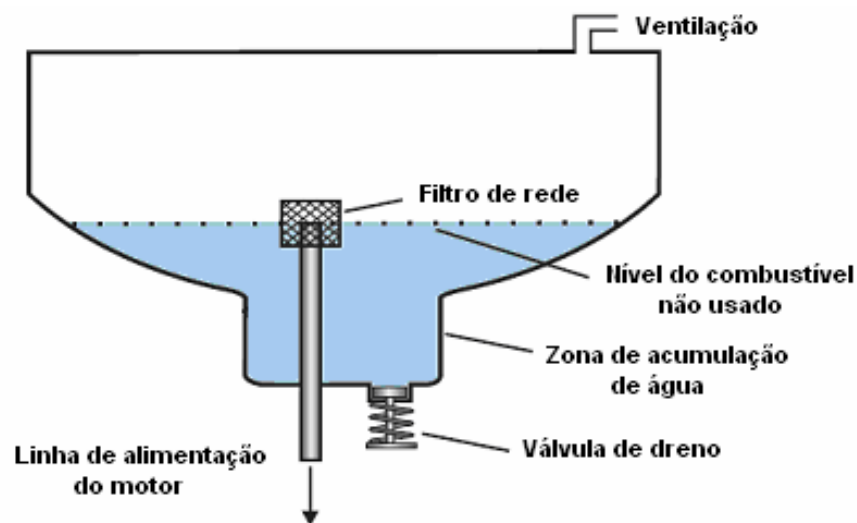


Figura 214 – Combustível não usado

VENTILAÇÃO E PRESSURIZAÇÃO DOS DEPÓSITOS

Para que não haja falha na alimentação de combustível à unidade de controlo, nos sistemas de alimentação por gravidade, ou às bombas, nos sistemas de alimentação por pressão, os depósitos são ventilados e em alguns casos pressurizados. Se não existisse ventilação, à medida que o combustível fosse consumido, seria criada uma pressão negativa no interior do depósito e interrompida a alimentação de combustível. A ventilação permite:

- Igualar a pressão entre os vários reservatórios;
- Efectuar uma ligeira pressurização do interior do depósito através do ar de embate. O tubo de ventilação exposto ao escoamento do ar termina em diagonal permitindo uma ligeira pressurização (situação B da figura 215).
- Reduzir a vaporização do combustível a grande altitude onde a pressão atmosférica é baixa.

Deve existir um espaço livre no interior do depósito, não inferior a 2% do volume total do reservatório, que permita a expansão do combustível provocada pelo aumento de temperatura.

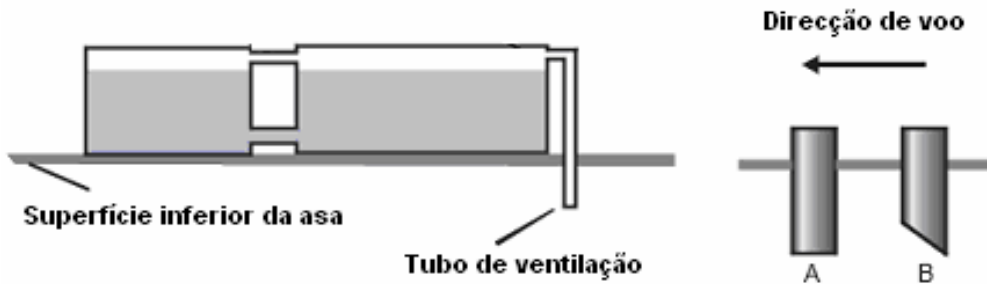


Figura 215 – Ventilação dos depósitos

Nos aviões de grande porte o depósito mais próximo da ponta da asa é um reservatório de ventilação que evita a perda de combustível pelo tubo de ventilação quando o avião se encontra com a asa em baixo. O combustível derramado fica neste depósito sendo posteriormente enviado para o reservatório de combustível através de uma bomba.

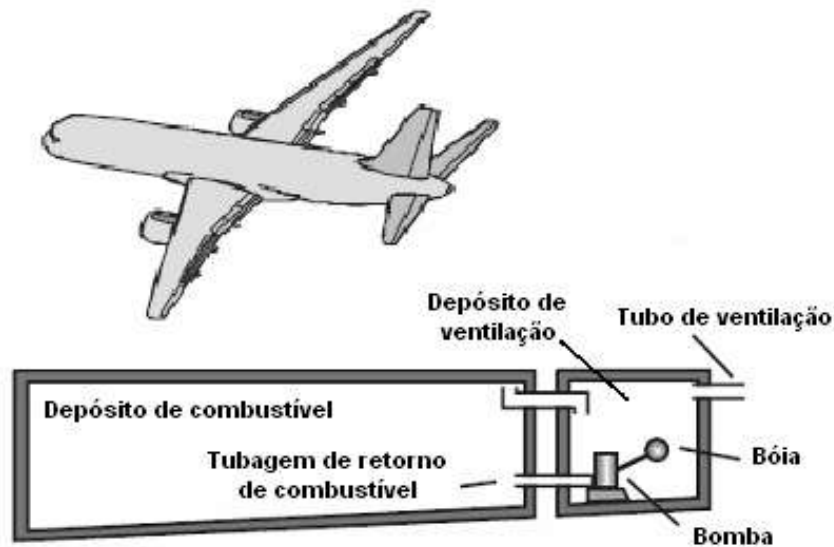


Figura 216 – Depósito de ventilação de ponta da asa

A pressurização dos depósitos evita a perda de combustível a grandes altitudes e diminui a possibilidade de "vapor lock" assegurando uma pressão positiva nas bombas. O "vapor lock" acontece quando os vapores de combustível se acumulam nos pontos mais elevados das tubagens interrompendo o fornecimento de combustível às bombas.

A pressão de pressurização é fornecida pelo sistema pneumático existindo nos depósitos válvulas de alívio que permitem a saída de ar e vapor de combustível para a atmosfera em caso de sobrepressão. Existem também válvulas de entrada de ar que evitam pressões negativas no interior do depósito em caso de falha da pressurização.

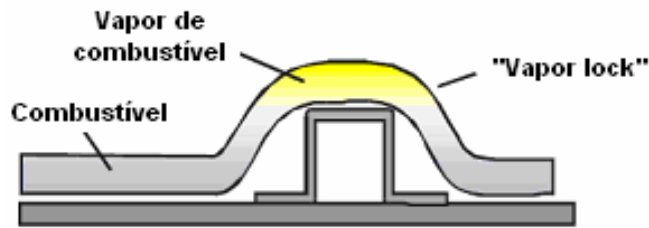


Figura 217 – “Vapor lock”

MEDIÇÃO DA QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL

Existem três métodos de medição da quantidade de combustível existente nos depósitos:

- Medição do volume através da variação da posição de uma bóia;
- Medição do peso ou massa do combustível por variação capacitiva;
- Determinação da quantidade de combustível por observação visual.

Medição Através da Variação da Posição de uma Bóia

É um processo utilizado em aviões ligeiros e consiste na utilização de uma bóia no interior do depósito ligada a uma haste ou braço interligado com uma resistência eléctrica. A indicação da quantidade de combustível pode ser obtida por dois processos de acordo com a forma de ligação eléctrica. Através de um circuito resistivo ou através de um circuito com potenciómetro.

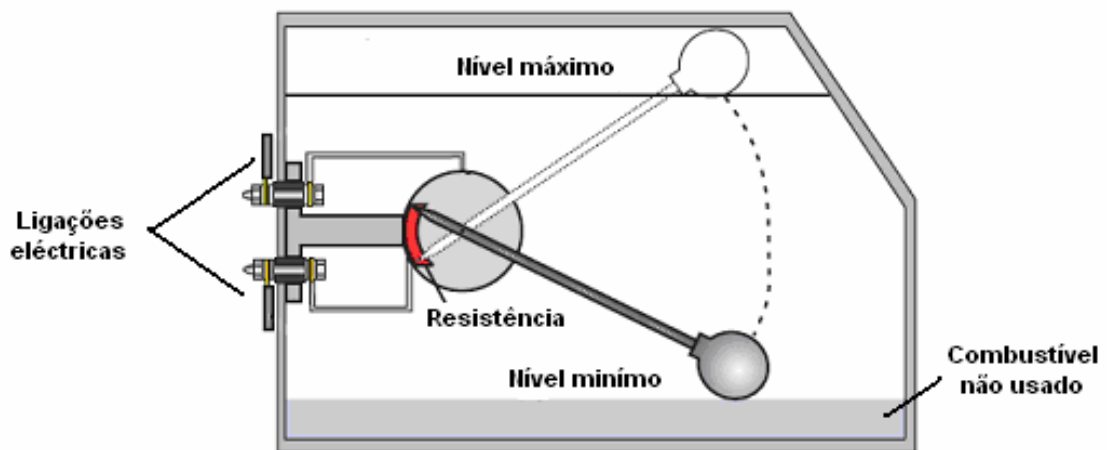


Figura 218 – Sistema de bóia. Sujeito a erros de manobra

No circuito resistivo é aplicada uma determinada tensão à resistência e o braço da bóia é ligado à massa através de um ponteiro indicador e uma resistência de carga. Quando o braço da bóia se movimenta

através da resistência o valor desta é alterado e traduzido numa deflexão do ponteiro indicador. Esta deflexão é convertida em unidades de combustível no instrumento indicador.



Figura 219 – Circuito resistivo

No circuito com potenciômetro a resistência é ligada à massa e o valor da tensão vai diminuindo ao longo desta. O movimento do braço da bóia através da resistência, em função do nível de combustível, lê o valor da tensão em cada ponto da resistência mostrando este valor no instrumento indicador (voltímetro) calibrado em unidades de volume de combustível.

Tanto o sistema com circuito resistivo como o sistema com circuito com potenciômetro estão sujeitos a erros provocados pelo movimento do combustível no interior do depósito, devido às manobras do avião, e pela variação de volume do combustível provocado por variações de temperatura.

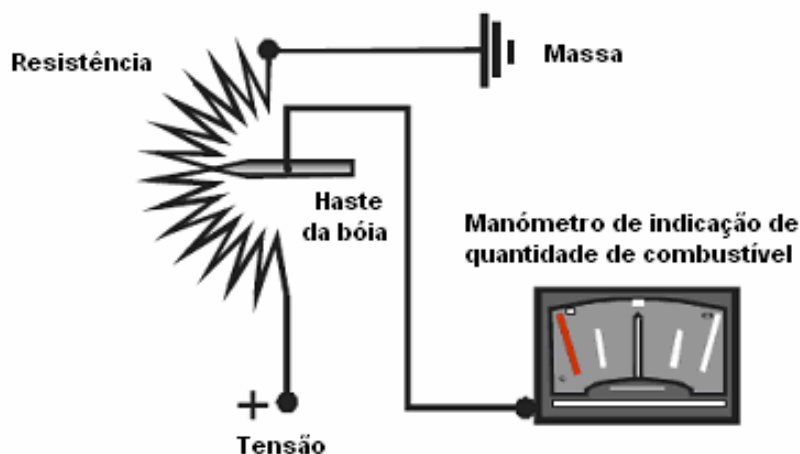


Figura 220 – Circuito com potenciômetro

Medição por Variação Capacitiva

Sistema utilizado em modernos aviões. Não existem erros provocados pelas manobras da aeronave nem pela variação do volume do combustível.

O sistema funciona através do fornecimento de corrente de dois ou mais pratos a um capacitor de corrente contínua. A corrente no circuito depende da voltagem aplicada, da frequência fornecida, do tamanho dos pratos e da constante dielétrica do material que separa os pratos. Os três primeiros factores (voltagem, frequência e tamanho dos pratos) são constantes. A dielétrica do material varia em função da quantidade de combustível e de ar existente no interior dos depósitos, ou seja, da área dos pratos em contacto com combustível e com o ar, e determina a corrente existente no sistema. O valor da corrente é convertido no instrumento indicador em unidades de volume de combustível.

Como a quantidade de combustível e de ar se mantêm, independentemente da posição dos depósitos, a área dos pratos em contacto com combustível e com ar não sofre alteração em função da manobra do avião.

A compensação da variação de volume do combustível provocado pela variação de temperatura é efectuada através de uma unidade própria para o efeito. Embora haja variação de volume a massa de combustível é a mesma.

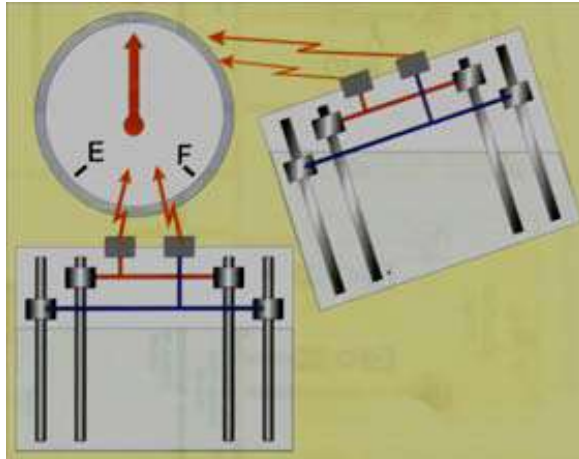


Figura 221 – Sistema de medição por variação capacitiva

Determinação da quantidade de combustível por observação visual – É requerido que o avião disponha de um processo que permita determinar a quantidade de combustível por observação visual quando o avião se encontra no solo. Este processo pode consistir numa vareta ou na existência de marcas no interior do depósito visíveis através de um orifício quando se retira o tampão, figura 222.

SENSORES DE NÍVEL

No interior dos depósitos podem ainda existir sensores de alto e de baixo nível. Os primeiros permitem o fecho automático da válvula de reabastecimento quando o depósito está completamente cheio e os segundos garantem uma quantidade mínima de combustível nos reservatórios no caso de largada de combustível.

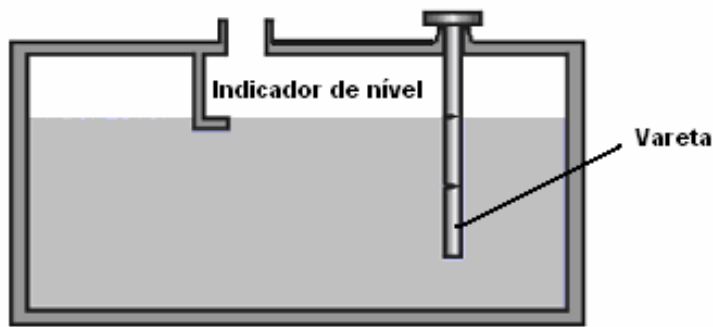


Figura 222 – Processos manuais de determinação da quantidade de combustível

TUBAGENS DE COMBUSTÍVEL

Destinam-se a transportar o combustível entre os diferentes órgãos do sistema, nomeadamente entre depósitos e destes até às bombas e unidades de controlo de combustível dos motores. Em alguns aviões transportam ainda o combustível desde o ponto de abastecimento até ao interior dos depósitos. As tubagens podem ser:

- Rígidas – Fabricadas em alumínio;
- Flexíveis – Fabricadas em duas camadas de borracha sintética com uma camada intermédia de malha de algodão ou apenas com uma camada interior em borracha e uma exterior em malha.

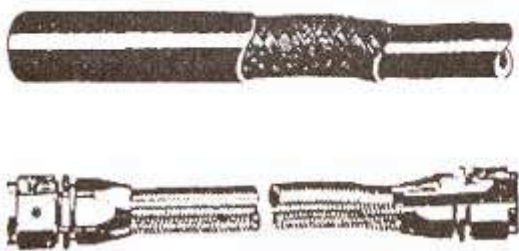


Figura 223 Tubagens de combustível

BOMBAS DE COMBUSTÍVEL

Tendo em conta a sua função as bombas podem ser:

- Bombas principais;

- Bombas auxiliares;
- Bombas de transferência.

Bombas Principais

São accionadas pelo motor da aeronave (encontram-se instaladas na caixa de acessórios) e têm a finalidade de fornecer o combustível na quantidade e pressão adequadas à unidade de controlo de combustível do motor. Podem ser de vários tipos:

- Carretos;
- Diafragma;
- Êmbolos;
- Palhetas.

Bombas Auxiliares

São normalmente bombas accionadas por um motor eléctrico e instaladas no interior dos depósitos ou de um depósito colector. Fornecem combustível pré pressurizado (20 a 40 Psi) às bombas principais prevenindo a cavitação nestas últimas e a formação de vapores de combustível no interior das tubagens.

Nos aviões ligeiros a bomba eléctrica auxiliar é instalada em paralelo com a bomba principal e assegura o funcionamento do motor no caso de falha da bomba principal.

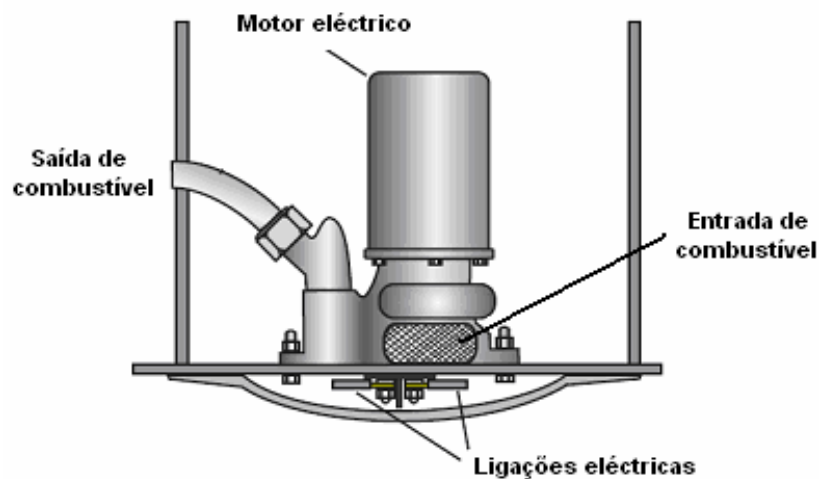


Figura 224 – Bomba auxiliar eléctrica “booster pump”

Bombas de Transferência

Bombas semelhantes às bombas auxiliares que se destinam a movimentar combustível entre diferentes

secções de um depósito ou de diferentes depósitos para um depósito central.

VÁLVULAS

Destinam-se a controlar o movimento do combustível em todo o sistema podendo ser de vários tipos de acordo com a sua finalidade:

- Selectoras;
- De transferência;
- De corte;
- De reabastecimento e de retirada de combustível;
- De alimentação cruzada;
- De sucção;
- De largada de combustível;
- De não retorno.

Válvulas Selectoras

Permitem nos aviões ligeiros seleccionar qual o depósito que alimenta o motor e nos plurimotores qual o motor ou quais os motores alimentados por determinado depósito.

Válvulas de Corte de Baixa Pressão

São instaladas junto aos depósitos permitindo o isolamento entre estes e o motor.

Válvulas de Corte de Alta Pressão

Encontram-se instaladas imediatamente após a bomba principal, permitem o corte entre a bomba e a secção do sistema de combustível do motor.

Válvulas de Sucção

Em caso de falha das bombas auxiliares permitem que as bombas principais consigam fornecer combustível suficiente para manter os motores a cerca de 70% da potência máxima.

Com as bombas auxiliares em funcionamento a pressão existente na linha de alimentação da bomba principal mantém a válvula fechada. Se as bombas auxiliares falharem, a sucção efectuada pela bomba principal provoca a abertura da válvula permitindo o fornecimento de uma maior quantidade de combustível.

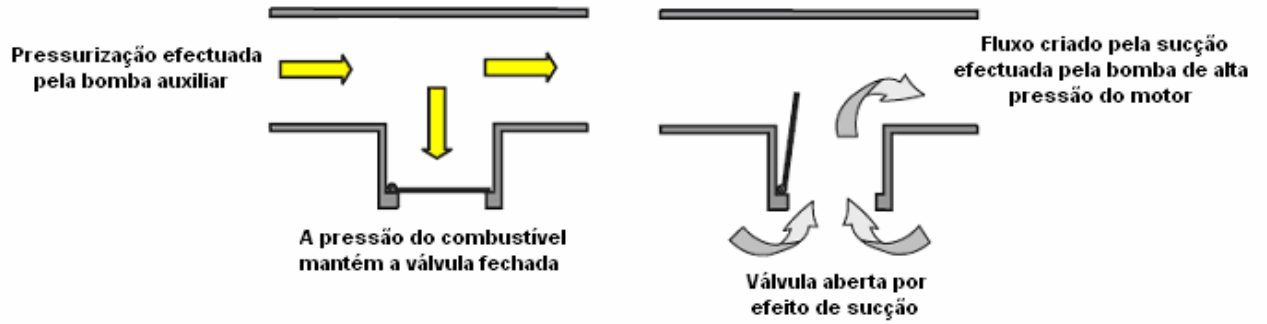


Figura 225 – Válvula de sucção

Válvulas de Alimentação Cruzada

Nos aviões plurimotores é normal os motores de cada uma das asas serem alimentados a partir dos depósitos dessa asa. Se, por exemplo, num avião bimotor o motor instalado na asa esquerda falhar o combustível desta asa deixa de ser consumido gerando-se um desequilíbrio entre as duas asas. Para que isto não aconteça a válvula de alimentação cruzada permite alimentar o motor da asa direita simultaneamente a partir dos depósitos das duas asas.

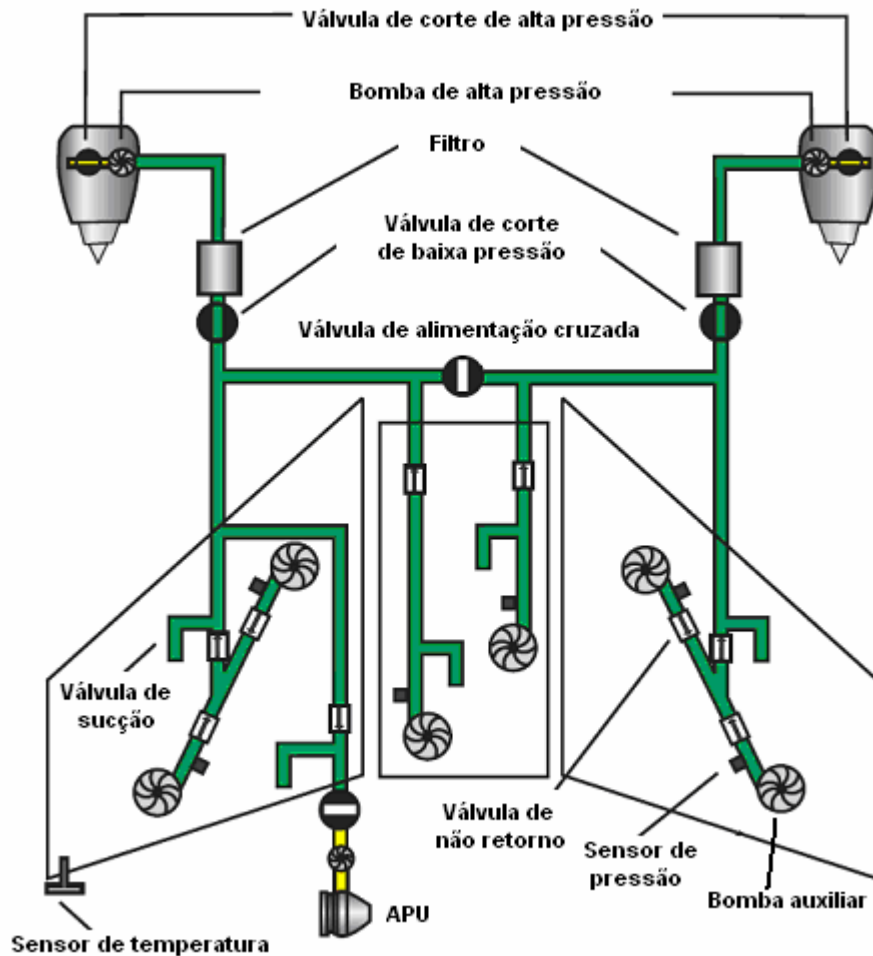


Figura 226 – Esquema do sistema de combustível de um avião bimotor com depósitos nas asas e na fuselagem

REABASTECIMENTO E RETIRADA DE COMBUSTÍVEL

Existem dois processos de reabastecimento e de retirada de combustível dos depósitos.

- Através de bocal de enchimento (open line);
- Ponto único através de sistema de pressão (Single Point Refueling – SPR).

Bocal de Enchimento

Processo simples, mas moroso, uma vez que os plenos são feitos por gravidade abastecendo um depósito de cada vez e abrindo e fechando os respectivos tampões dos bocais de enchimento. A retirada de combustível dos depósitos é efectuada por gravidade existindo a possibilidade de derrame nesta acção e também na de enchimento.

Abastecimento por Ponto Único

Permite abastecer todos os depósitos permanentes a partir de um único ponto de ligação de forma mais rápida e mais segura. O combustível é fornecido à pressão e a sua retirada dos depósitos pode ser efectuada por sucção utilizando um carro de combustível. O controlo destes processos é efectuado num painel existente para o efeito na aeronave (“refuelling control panel”).

Nos aviões de caça e treino o sistema é bastante simples não havendo normalmente sequência de enchimento. Todos os depósitos são enchidos ao mesmo tempo. Nos aviões plurimotores de grande porte o sistema é mais complexo podendo ser estabelecida a sequência de enchimento dos depósitos através do painel de controlo.

O fornecimento de combustível à aeronave pode ser efectuado por um carro de combustível, através de um “dispenser” ou a partir de um “hydrant”.

O carro de combustível pode ter o sistema de reabastecimento através de bocal de enchimento e através de SPR. Possui um painel de controlo com comando da bomba do carro, indicador da gravidade específica do combustível, contador da quantidade de combustível fornecida e indicador da pressão à qual o combustível é fornecido.

O “dispenser” consiste numa instalação fixa na placa de estacionamento com um sistema de controlo semelhante ao existente no carro de combustível.

O “hydrant” consiste num ponto de reabastecimento existente na placa de estacionamento ou caminho de rolagem. O fornecimento de combustível à aeronave pode ser efectuado através de bombas fixas junto ao “hydrant” ou através da utilização de uma unidade (carro) com bombas, figura 229.

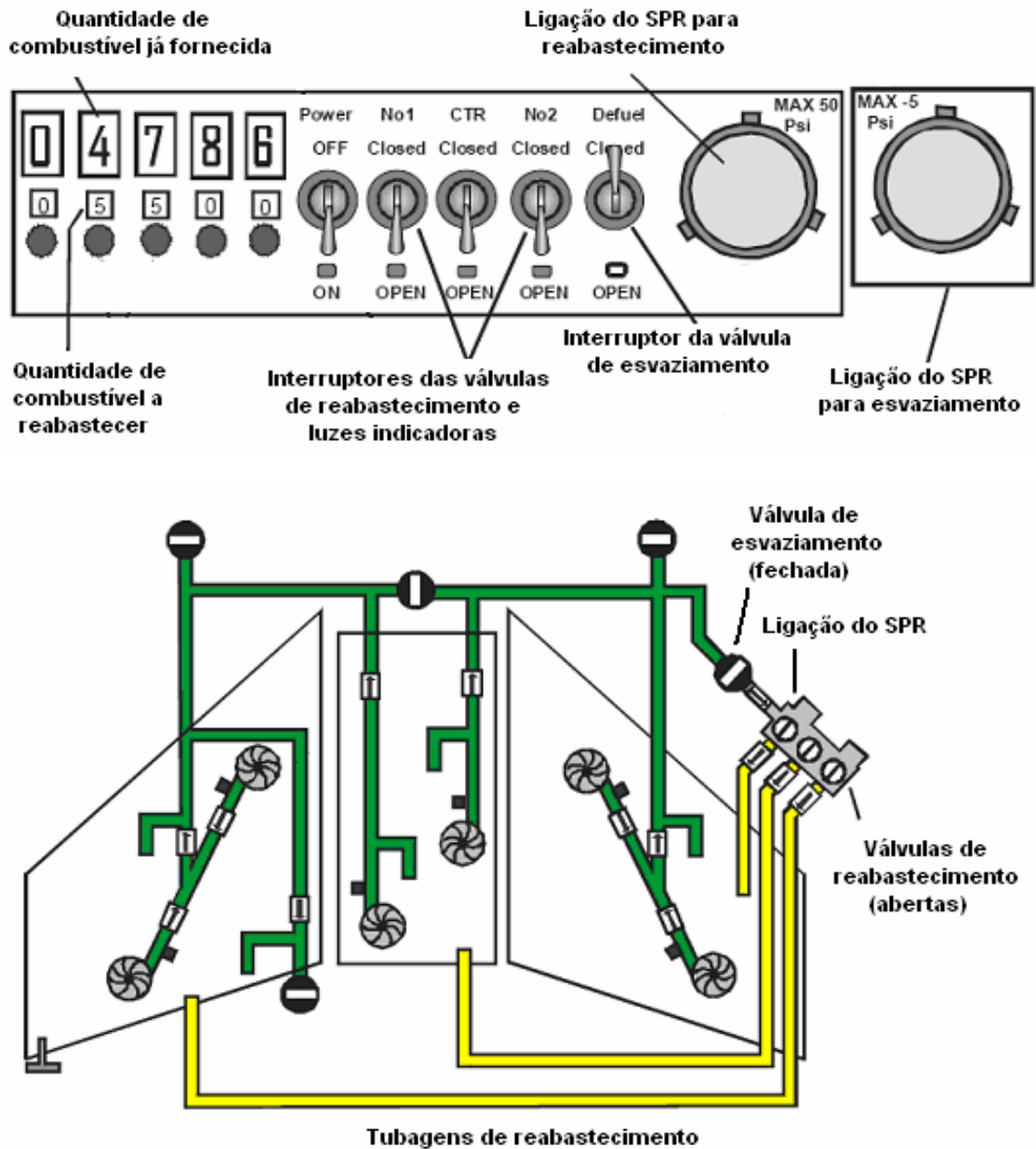


Figura 227 – Painel de controlo e condutas de reabastecimento

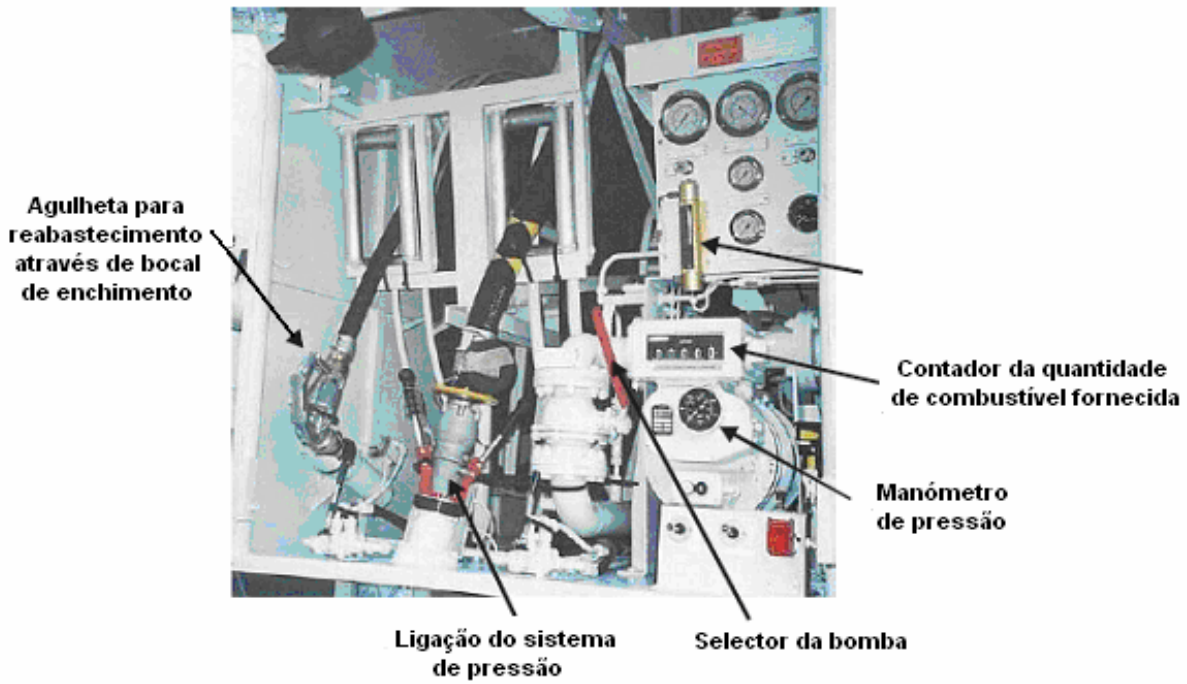


Figura 228 – Painel de controlo do carro de combustível

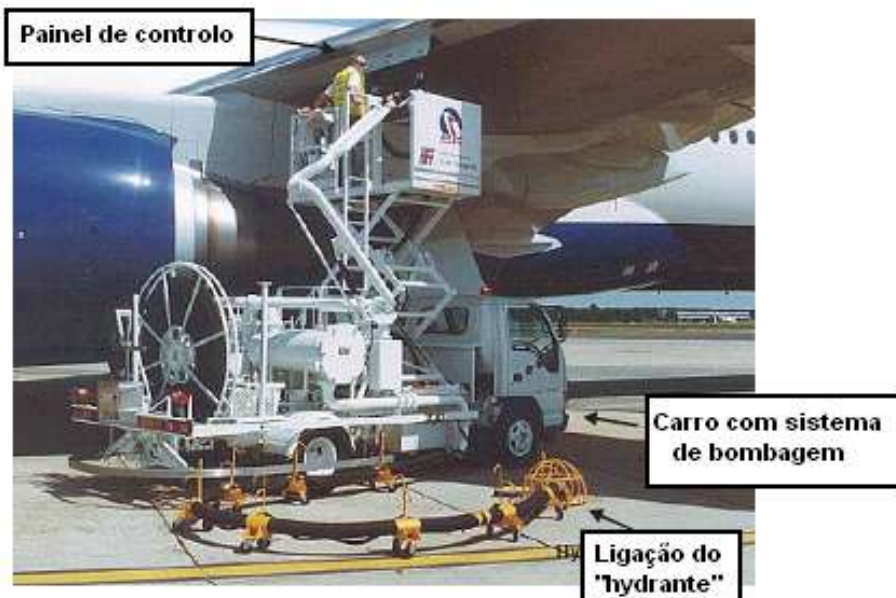


Figura 229 – Hydrant e carro com sistema de bombagem

LARGADA DE COMBUSTÍVEL

Em caso de emergência parte do combustível existente nos depósitos pode ser despejado a fim de se reduzir o peso total da aeronave para o máximo peso de aterragem. A gestão do sistema pode se feita manualmente ou de forma automática. As válvulas de largada de combustível são abertas e o combustível é enviado para o exterior pelas bombas auxiliares instaladas nos depósitos.

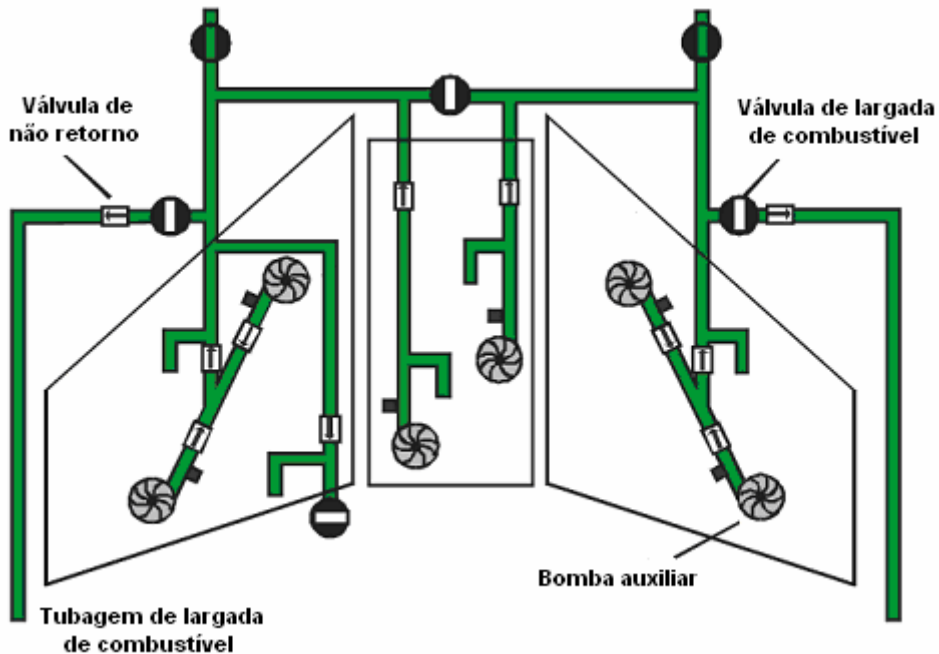


Figura 230 – Esquema de largada de combustível

MONITORIZAÇÃO DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

As indicações referentes ao sistema de combustível podem incluir apenas a quantidade existente nos depósitos e a pressão de alimentação, no caso de aviões ligeiros, ou incluir também a quantidade de combustível gasto, posição das válvulas, estado das bombas e a temperatura do combustível, noutra tipo de aeronaves.



Figure 231 – Instrumentos de indicação de quantidade de combustível

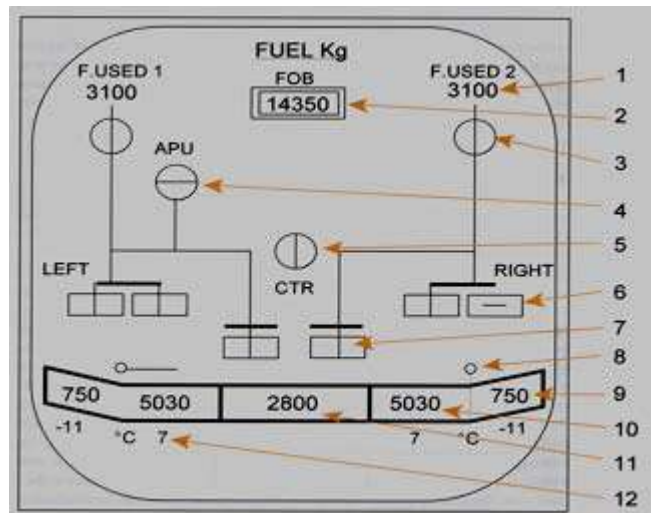


Figura 232 – Monitorização do sistema de combustível

1. Combustível consumido em cada motor
2. Quantidade total de combustível existente no avião
3. Válvula de corte de fornecimento de combustível ao motor (aberta)
4. Válvula de corte de fornecimento de combustível à Unidade de potência auxiliar (fechada)
5. Válvula de alimentação cruzada (fechada)
6. Indicação de estado das bombas auxiliares dos depósitos da asa (ligada ou desligada)
7. Indicação de estado das bombas auxiliares do depósito central (ligada ou desligada)
8. Indicação da válvula de transferência (aberta)
9. Quantidade de combustível existente no depósito exterior da asa
10. Quantidade de combustível existente no depósito interior da asa
11. Quantidade de combustível existente no depósito central
12. Temperatura do combustível

SISTEMA PNEUMÁTICO

O sistema pneumático é instalado na maioria dos modernos aviões para fornecer alguns ou a totalidade dos seguintes sistemas:

- Ar condicionado;
- Pressurização;
- Sistema anti-gelo e de degelo;
- Actuadores pneumáticos;
- Pressurização de reservatórios;

- Aquecimento de porões de carga.

A maioria destes sistemas utiliza ar retirado dos andares do compressor dos motores de turbina (engine bleed air system). Outras fontes de fornecimento de ar podem ser a utilização de compressores de ar accionados pelos motores da aeronave, unidades de potência auxiliares (Auxiliary Power Units – APU) ou unidades de potência de solo (Ground Power Units).

Alguns aviões turbo-hélice e aviões com motores alternativos utilizam sistemas pneumáticos de alta pressão para a operação de:

- Trem de aterragem;
- Travões;
- Flaps;
- Outros dispositivos.

SANGRIA DE AR DO MOTOR

Consiste em retirar ar do compressor do motor de turbina em dois andares de compressão, um de baixa e outro de alta pressão. Na operação do sistema são utilizados dispositivos de controlo e regulação de temperatura e pressão. Esses dispositivos são:

Válvula de controlo de ar – Permite a separação entre o motor e as condutas do sistema pneumático. É controlada electricamente a partir da cabina.

Válvula de corte de alta pressão – Válvula operada através de pressão pneumática e sensível à pressão. Abre quando a pressão fornecida a partir do andar de baixa pressão é insuficiente deixando sair pressão do andar de alta pressão. Abre lentamente durante a aceleração do motor ou quando o ar condicionado é seleccionado (previne a perda no compressor). Fecha rapidamente prevenindo a entrada de fumos ou chamas na cabina em caso de fogo no motor.

Válvula de não retorno – É instalada na conduta de saída de ar do andar de baixa pressão a fim de evitar a entrada neste andar do ar retirado do andar de alta pressão.

Válvula de isolamento – Permite isolar ou ligar diferentes sistemas encontrando-se normalmente fechada. Nos aviões plurimotores o ar retirado de cada um dos motores é fornecido a sistemas independentes. Em caso de falha de um dos motores a válvula é aberta possibilitando que os sistemas que estavam a ser alimentados pelo motor em falha continuem a funcionar com ar fornecido pelos restantes motores operativos.

Outros dispositivos – Sensores de pressão nas condutas, indicadores da posição das válvulas e sensores de sobreaquecimento.

Sobrepessão – A sobrepessão no sistema é normalmente provocada pela falha da válvula de corte de alta pressão. Se esta situação se verificar uma válvula de alívio instalada na conduta de saída de ar do

motor alivia a pressão no sistema. Por outro lado a válvula de corte tem incorporado um sensor de alta pressão que, caso a alta pressão persista, abre a passagem de pressão forçando a válvula a fechar.

Sobreaquecimento – No caso de sobreaquecimento um interruptor eléctrico controlado na cabina permite fechar a válvula de controlo de ar.

As condições de sobrepressão e de sobreaquecimento são indicadas através de luzes no painel de instrumentos.

Condutas de ar – Existem normalmente três tipos de condutas utilizadas em função da pressão e temperatura do ar:

- Em liga de aço, para pressões e temperaturas altas;
- Liga de alumínio, para pressões e temperaturas médias;
- Compósitos GPR/Plástico, para pressões e temperaturas baixas.

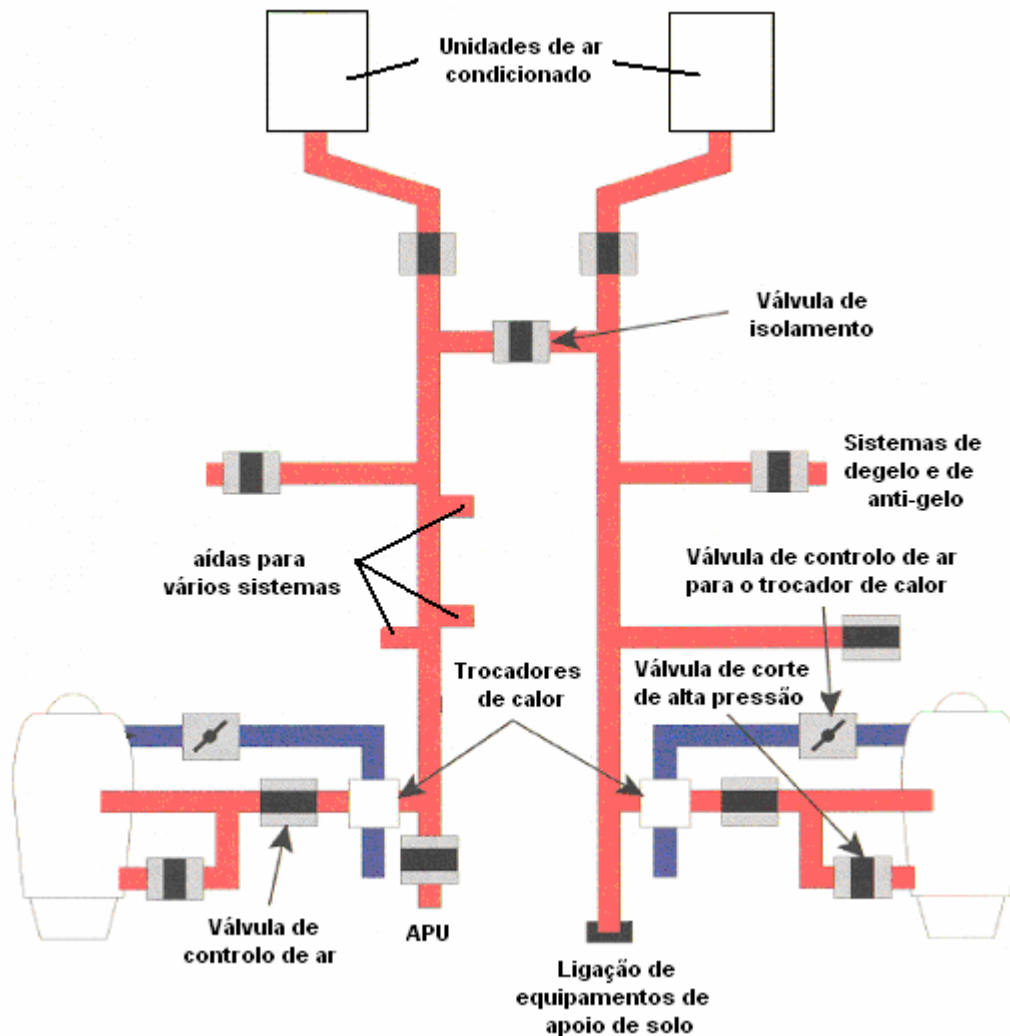


Figura 233 – Sangria de ar dos motores. Componentes do sistema

SISTEMA DE AR CONDICIONADO E DE PRESSURIZAÇÃO

Com o aumento de altitude diminui a temperatura, a humidade relativa e a densidade do ar sendo necessário um sistema que forneça ar à temperatura e com humidade adequadas. A uma altitude superior a 10000 pés já não existe quantidade de oxigénio suficiente para o ser humano desenvolver uma actividade normal havendo a necessidade de efectuar a pressurização dos aviões de transporte de passageiros e de fornecer oxigénio aos tripulantes de aviões de caça.

FINALIDADE

Os sistemas de ar condicionado e de pressurização têm a função de regular a temperatura, humidade e a quantidade e qualidade do ar fornecido aos passageiros e tripulantes. Serve também para efectuar a refrigeração dos aviónicos.

REGULAÇÃO DA TEMPERATURA DO AR

A temperatura do ar da cabina deve ser mantida entre 18°C e 24°C. É controlada misturando ar quente e ar frio nas proporções adequadas.

REGULAÇÃO DA HUMIDADE RELATIVA

A humidade relativa do ar da cabina deve ser mantida a cerca de 30%. Para que este valor se mantenha é necessário adicionar ou remover humidade ao ar. Para adicionar humidade é utilizado um sistema humidificador que adiciona humidade (água) ao ar fornecido para a cabina. O sistema consiste num reservatório com água, uma tubagem de ligação à conduta de ar, uma válvula de controlo que permite abrir e fechar a passagem de água, um bloco ejector e uma tubagem de ar de ventilação do depósito e de fornecimento de ar ao ejector, esquema da figura 234.

Na zona do bloco ejector a conduta de ar tem a forma de um tubo de venturi. O ar ao passar nesta zona sofre um aumento de velocidade e uma diminuição de pressão que faz com que haja a sucção da água quando a válvula de controlo se encontra aberta. O ar que sai no ejector conjuntamente com a água facilita a vaporização desta.

SEPARADOR DE ÁGUA

Remove a água que condensa durante o arrefecimento do ar. Consiste num corpo cilíndrico no qual é colocado um filtro em tecido. O ar é forçado a passar pelo filtro onde é feita a separação da água. Esta unidade tem incorporado uma válvula que abre deixando passar o ar com água em caso de colmatagem do filtro por congelação da água.

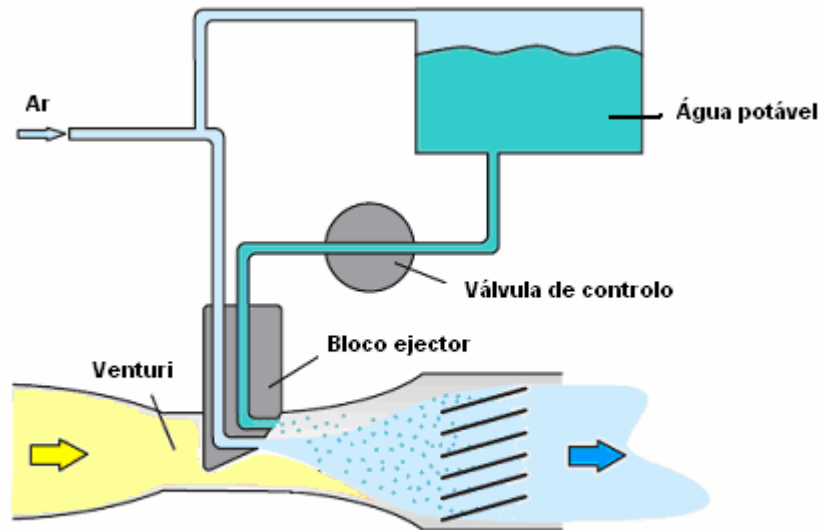


Figura 234 – Sistema humidificador

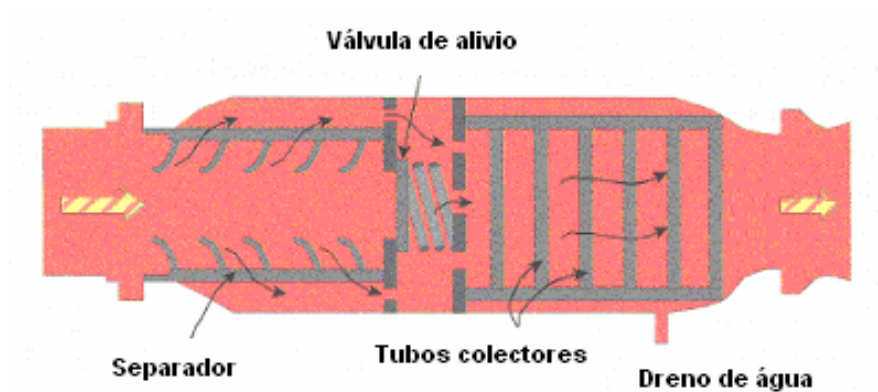


Figura 235 – Separador de água

TIPOS DE SISTEMAS

Em aviões ligeiros não pressurizados são utilizados sistemas de ar de embate. Em aviões pressurizados são utilizados compressores, no caso de aviões com motores alternativos, e a sangria de ar do compressor do motor, no caso de aviões com motor de turbina.

Sistema de Ar de Embate

Neste sistema o ar de embate é aquecido e depois misturado com ar frio nas proporções adequadas. Os processos de aquecimento são os seguintes:

- Aproveitamento do calor dos gases de escape;

- Câmara de combustão;
- Turbo compressor.

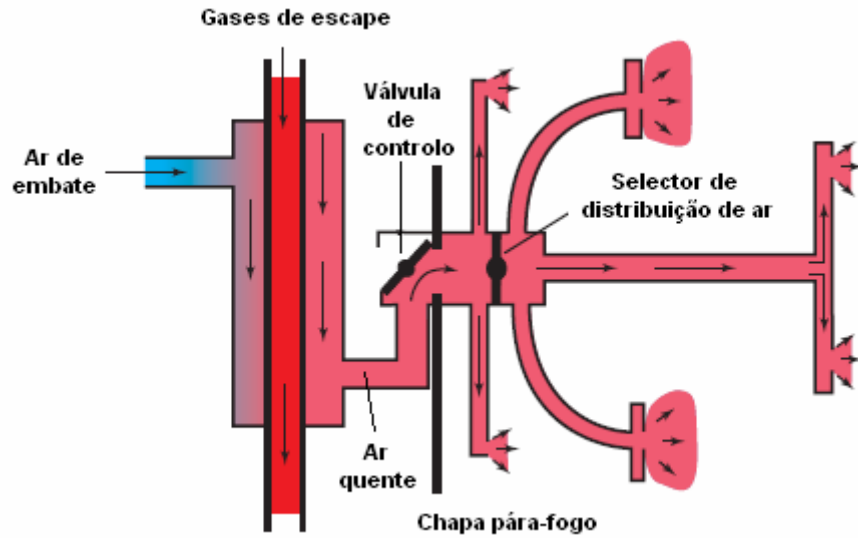


Figura 236 – Aproveitamento do calor dos gases de escape. Esquema de distribuição de ar

Aproveitamento do calor dos gases de escape – Consiste em fazer passar o ar frio exterior de embate numa conduta que envolve o tubo de escape. O ar frio em contacto com as paredes da tubeira de escape é aquecido e canalizado para a cabina. A quantidade de ar quente que entra na cabina é controlada por uma válvula de controlo e a sua distribuição controlada por uma válvula selectora de distribuição.

Câmara de combustão – Este sistema é semelhante ao anterior com a diferença de que em lugar do tubo de escape existe uma câmara de combustão no interior da conduta onde passa o ar de embate. O sistema é mais complexo uma vez que exige fornecimento de ar e combustível à câmara de combustão, a existência de tubo de escape dos gases da combustão e uma vela de ignição.

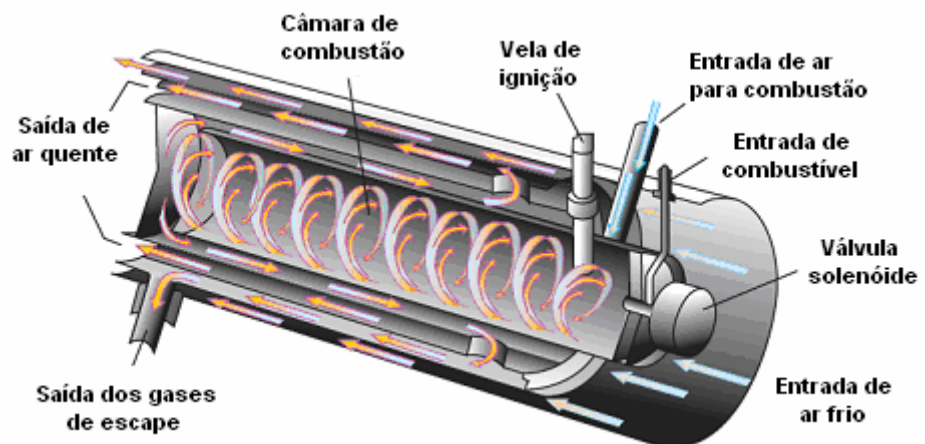


Figura 237 – Câmara de combustão para aquecimento de ar

Turbo compressor – Neste processo os gases de escape do motor são utilizados para fazer rodar uma turbina que tem ligado no mesmo veio um compressor. Este ao rodar comprime o ar admitido do exterior aumentando-lhe a temperatura (aquecimento por compressão do ar). Este sistema permite efectuar também a pressurização da cabina.

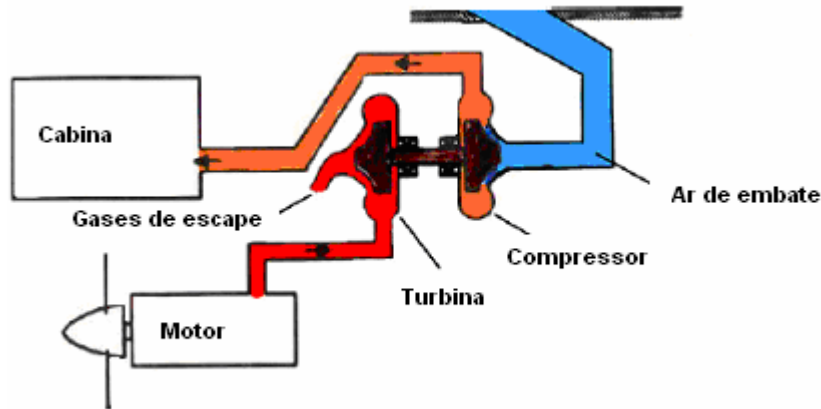


Figura 238 – Utilização de um compressor, accionado pelos gases de escape, para aquecimento do ar

Utilização de Compressores

Nos aviões com motores alternativos que precisam ser pressurizados, e em alguns aviões turbo-hélice, o ar para os sistemas de ar condicionado e de pressurização é fornecido através de um compressor. Uma quantidade de ar é arrefecida e posteriormente misturada com o restante ar quente a fim de se conseguir a temperatura desejada. Os constituintes básicos do sistema são os seguintes:

- **Compressor** – Aumenta a pressão e temperatura do ar.
- **Silenciador** – Amortece o ruído provocado pelo ar à saída do compressor.
- **Unidade de controlo de fluxo e válvula de escape** – Estes dispositivos controlam a quantidade de ar fornecida ao sistema. O ar em excesso é descarregado para a atmosfera.
- **Válvula de restrição** – Permite um certo controlo da pressão e temperatura do ar através de uma maior ou menor área de passagem do ar.
- **Válvula de controlo de ar quente** – É o principal órgão de controlo da temperatura do ar fornecido para a cabina. Regula a quantidade de ar que passa pela unidade de arrefecimento. Uma maior abertura da válvula permite a passagem de maior quantidade de ar quente para a unidade de mistura, uma menor quantidade de ar arrefecida, e a temperatura do ar fornecido para a cabina é mais elevada. Se a válvula se encontrar mais fechada passa menos ar quente, uma maior quantidade de ar é arrefecida, e a temperatura do ar para a cabina é mais baixa.
- **Unidade de arrefecimento** – Arrefece o ar que passa por esta unidade.

- **Separador de água** – Extrai a água que condensa durante o processo de arrefecimento do ar.
- **Unidade de mistura** – Mistura o ar quente que passa na válvula de controlo de ar e o ar que é arrefecido na unidade de arrefecimento.

Sangria de Ar do Motor

Nos aviões com motores de turbina o ar para o sistema de ar condicionado e de pressurização é retirado dos compressores dos motores conforme descrito no capítulo do sistema pneumático.

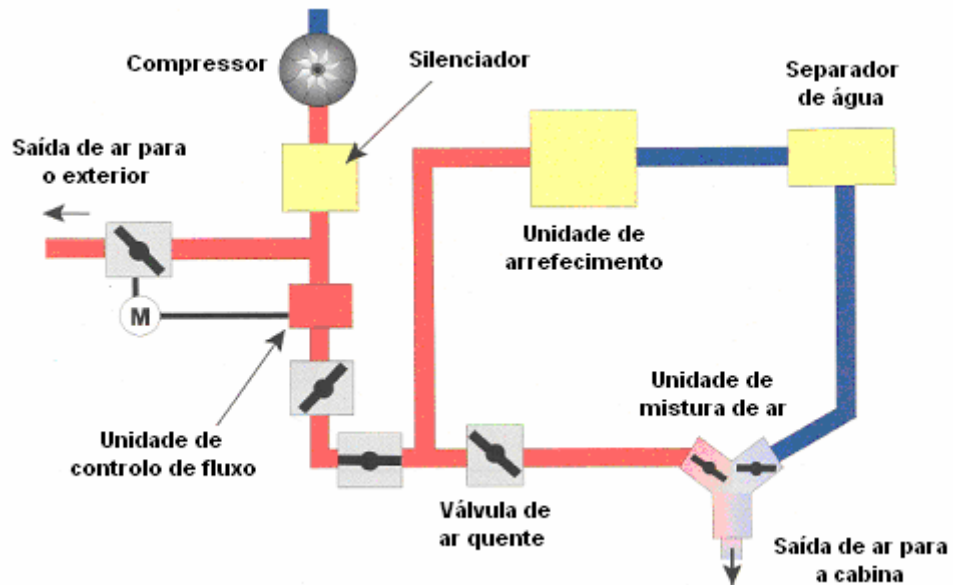


Figure 239 – Sistema com utilização de compressor

CICLO DE ARREFECIMENTO DO AR

Nos sistemas de compressor e de sangria do motor o ar é arrefecido numa unidade de arrefecimento ("Cold Air Unit") que pode ser do tipo:

- Sistema de arrefecimento por ciclo de ar;
- Sistema de arrefecimento por ciclo de vapor.

Sistema de Arrefecimento por Ciclo de Ar

Neste sistema o ar é comprimido e expandido em compressores e turbinas. São também utilizados trocadores de calor. Podem ser usados três processos distintos:

- Turbo-compressor - Utilizado onde a pressão do ar captado não é suficiente;
- "Brake-turbine" – Utilizada quando a pressão do ar captada é alta;

- “Turbo-fan” – Consiste num refinamento do “brake-turbine” e utiliza uma “fan” em vez do compressor.

Turbo-compressor – O ar quente que vai para arrefecimento passa por um trocador de calor primário exposto ao ar exterior de embate onde sofre uma ligeira diminuição da temperatura. Passa depois pelo compressor aumentando de pressão e por um trocador de calor secundário onde lhe é extraída o excesso de temperatura ganha no compressor. Em seguida algum ar pode passar directamente para a válvula de controlo de temperatura sendo o restante arrefecido, até uma temperatura de cerca de dois graus centígrados, numa turbina que roda solidária com o compressor. O ar arrefecido passa depois pelo separador de água e é misturado com o restante ar na válvula de controlo de temperatura, figura 240.

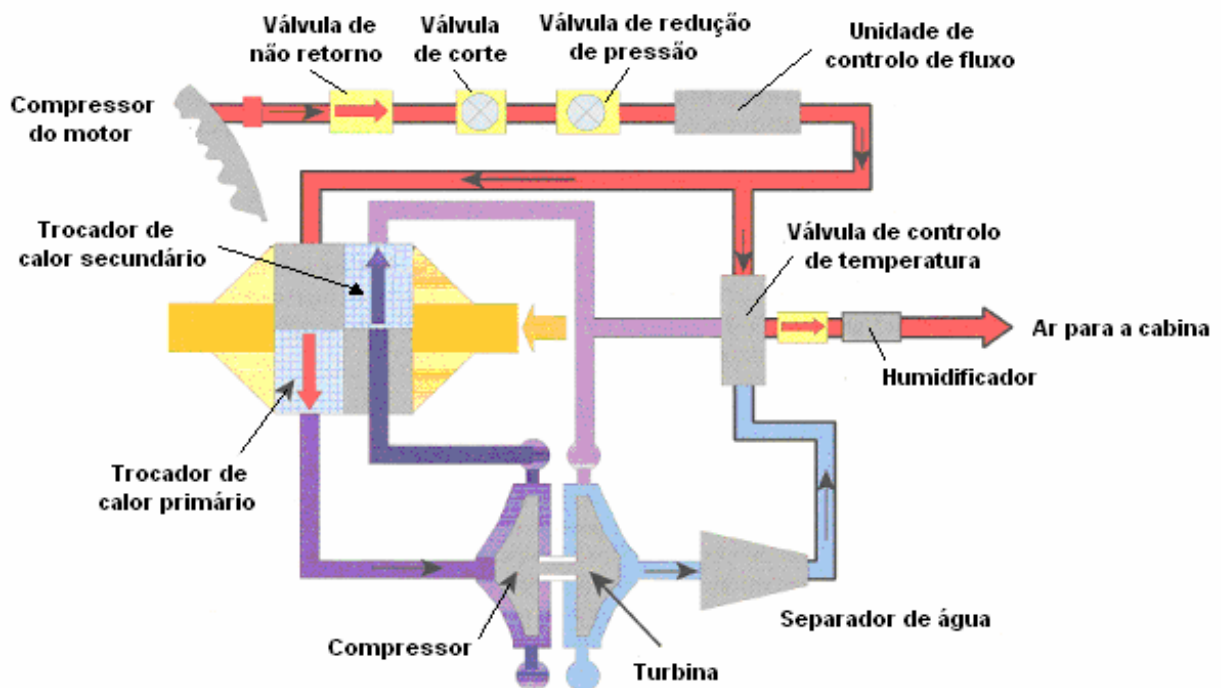


Figura 240 – Unidade de arrefecimento com turbo-compressor

“Brake-turbine” – Neste sistema o ar que é arrefecido é encaminhado directamente para a turbina que ao rodar faz rodar um compressor ligado ao mesmo veio. Na turbina o ar diminui de temperatura e de pressão. O compressor faz admissão de ar exterior, aumenta-lhe a pressão e ejecta-o num tubo de venturi onde se mistura com o ar exterior de embate que passa através de um trocador de calor. O ar libertado pelo compressor no tubo de venturi provoca um aumento de fluxo do ar de embate que passa no trocador de calor, por efeito de sucção, aumentando-lhe a eficiência. O tubo de descarga do ar que passa pelo compressor termina com um estrangulamento que

provoca um aumento de pressão na tubagem, “pressão de travão”, que faz diminuir a velocidade de rotação do compressor impondo uma determinada carga na turbina. Existe deste modo uma regulação de velocidade do conjunto turbina compressor que depende da massa e da densidade do ar que passa através da turbina.

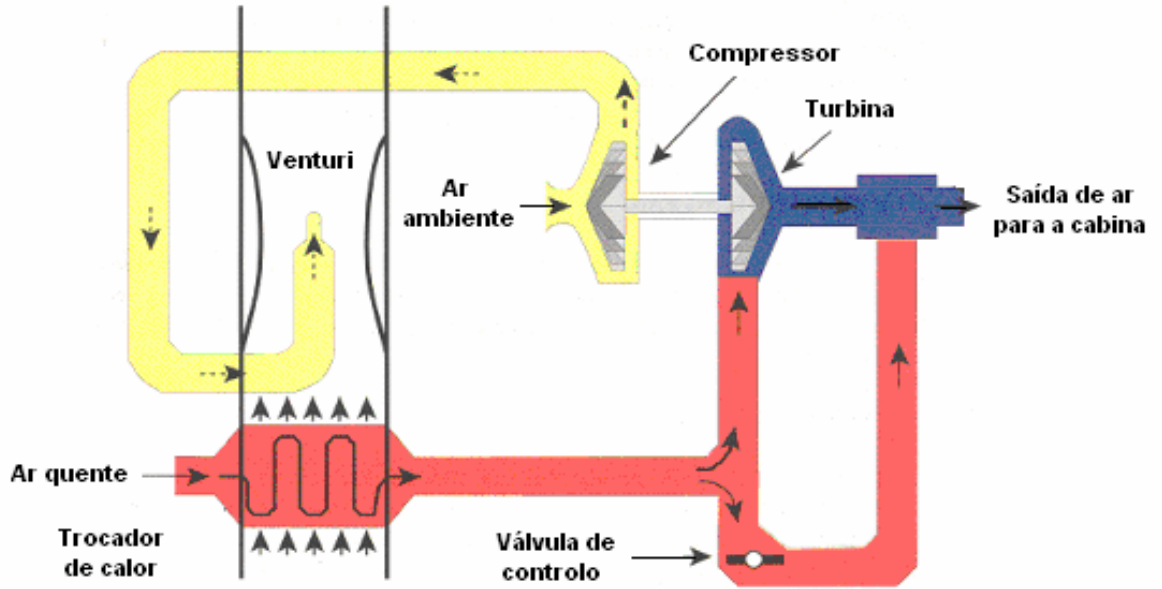


Figura 241 – Unidade de arrefecimento com “brake turbine”

“Turbo-fan” – Sistema semelhante ao “brake turbine”. Em lugar de um compressor a turbina faz rodar uma “fan” exposta ao escoamento do ar de embate que passa através do trocador de calor. Em voo a “fan” impõe uma determinada carga na turbina assegurando que o ar que passa através desta realize trabalho e perca temperatura. No solo a “fan” induz um determinado fluxo de ar através do trocador de calor assegurando que o sistema funcione correctamente.

No solo, com o sistema de ar condicionado a funcionar sem o suficiente fluxo de ar através dos trocadores de calor primários, o ar quente pode danificar estes e outros componentes. Para que isso não aconteça, nos sistemas turbo-compressor e “brake turbine” são utilizadas dispositivos que garantem o fluxo de ar necessário para arrefecimento nos trocadores de calor. Estes dispositivos podem consistir em “fans” accionadas por motores eléctricos.

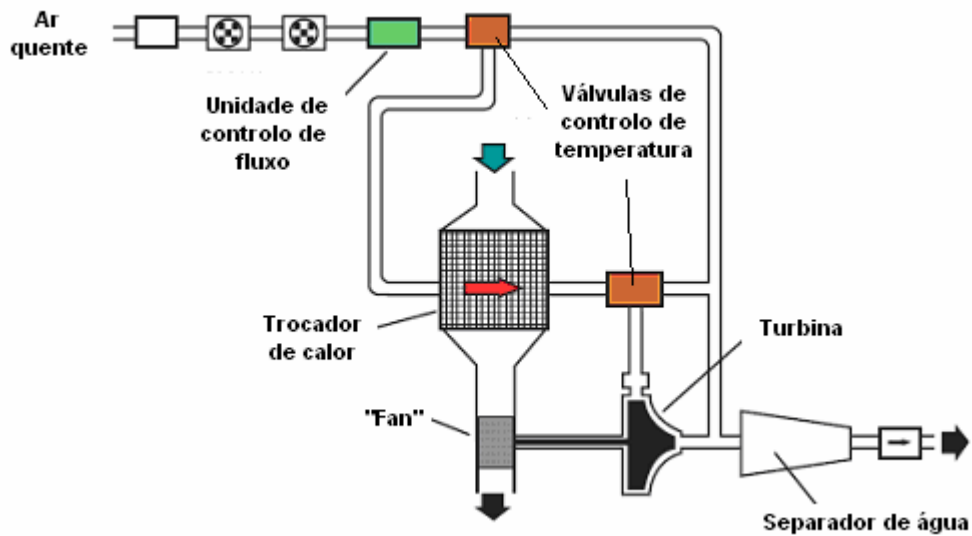


Figura 242 – Unidade de arrefecimento com “turbo-fan”

Sistema de Arrefecimento por Ciclo de Vapor

Sistema similar à operação de um frigorífico com utilização de um refrigerante que absorve o calor da massa de ar através da mudança de estado líquido gás.

O esquema da figura 243 representa um sistema típico de arrefecimento do ar por ciclo de vapor. Consiste em dois subsistemas, um contendo um refrigerante, o freon, e que funciona em circuito fechado, sendo o outro subsistema o do ciclo de ar.

Com o sistema em funcionamento o freon no estado líquido passa através de uma válvula de expansão onde baixa de pressão (líquido a baixa pressão) e depois num evaporador (trocador de calor) passando ao estado gasoso (gás a baixa pressão). No evaporador o freon aumenta de temperatura por troca de calor com o ar do sistema de ar condicionado que é arrefecido.

O freon no estado gasoso e a baixa pressão passa depois num compressor aumentando de pressão (gás a alta pressão) e de seguida num condensador onde perde temperatura e passa ao estado líquido. O condensador é um trocador de calor onde passa ar de embate. O compressor é accionado por uma turbina onde passa o ar quente do sistema.

No esquema estão representados outros componentes do sistema como válvulas de controlo de ar quente, separador de água, sensores de temperatura da cabina e o selector e unidade de controlo de temperatura.

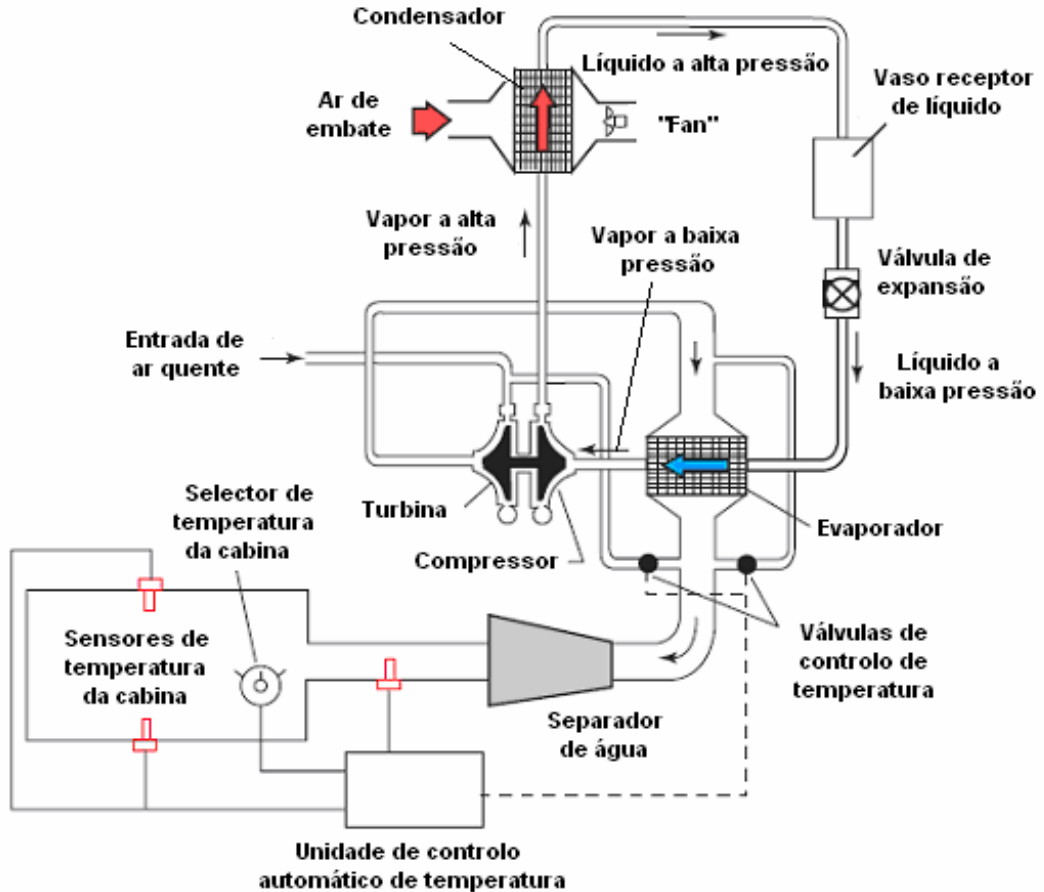


Figura 243 – Unidade de arrefecimento por ciclo de vapor

REGULAÇÃO DA TEMPERATURA DO AR FORNECIDO PARA A CABINA

A regulação da temperatura é conseguida misturando, nas proporções adequadas, ar quente com ar arrefecido na unidade de arrefecimento do sistema. As quantidades de ar quente e de ar frio são reguladas através de um selector na cabina que faz actuar a válvula de controlo de ar quente. Esta regulação pode ser manual ou automática.

No sistema manual quando se pretende, por exemplo, uma temperatura mais elevada o selector é rodado no sentido de “Quente”, esquerda no esquema da figura 244. A válvula de controlo deixa passar mais ar quente sendo uma menor quantidade arrefecida. Mais ar quente e menos ar arrefecido provocam um aumento de temperatura da mistura.

No sistema automático a temperatura é ajustada por comparação entre a temperatura medida na conduta a jusante da unidade de mistura de ar e o valor de temperatura seleccionado no selector de comando. A unidade de controlo faz actuar a válvula de ar quente em função da temperatura seleccionada e da temperatura medida pelos sensores instalados no sistema.

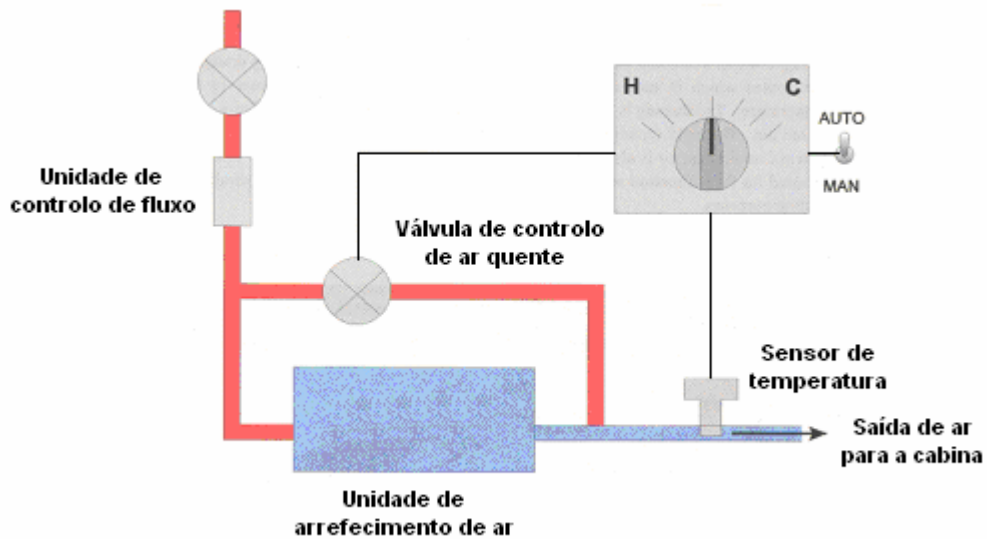


Figura 244 – Controlo da temperatura do ar da cabina

DISTRIBUIÇÃO DO AR

O ar é distribuído através de condutas e difusores. As condutas são instaladas no pavimento e tecto da cabina e paredes laterais da fuselagem.

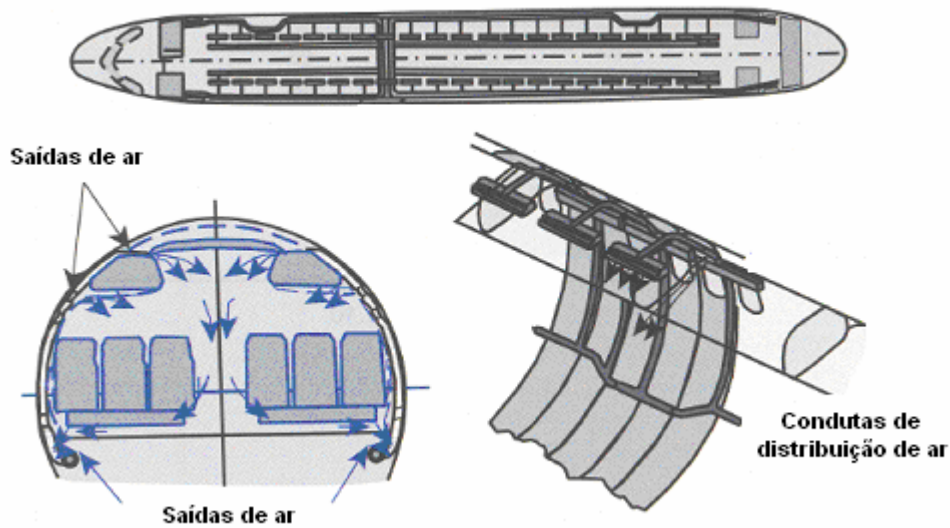


Figura 245 – Distribuição de ar

PRESSURIZAÇÃO

Os modernos aviões, por questões de eficiência, voam a grandes altitudes e têm grandes razões de subida e

de descida sendo necessário a pressurização da cabina.

Com o aumento de altitude a densidade do ar diminui não existindo oxigénio suficiente para a sobrevivência do ser humano. A insuficiência de oxigénio no organismo humano é denominada hipoxia que se traduz numa diminuição da concentração, na perda de consciência e por fim na morte. A pressurização é necessária acima dos 10000 pés (3048m) sendo mantida no interior da cabina uma pressão equivalente a altitudes entre 6000 a 8000 pés (cerca de 1828 a 2438 m).

Nas modernas aeronaves com motores de turbina o sistema de pressurização e de ar condicionado é um só. Nos parágrafos seguintes serão apenas abordados aspectos específicos da pressurização. O fornecimento e tratamento do ar foram já estudados nos capítulos referentes ao sistema de ar condicionado.

A pressurização da cabina é conseguida através da razão entre a quantidade de ar fornecida para o seu interior, pelo sistema de ar condicionado e pressurização, e a quantidade de ar que sai para o exterior.

ALTITUDE DE CABINA

Altitude de pressão correspondente à pressão no interior da cabina. Por exemplo, se o avião se encontrar a uma altitude de 15000 pés (4572 m) onde a pressão ambiente é de 8,29 Psi (571,7 milibares) e a pressão no interior da cabina for de 10,92 Psi (752,6 milibares) pressão correspondente a uma altitude de 8000 pés (2438 m) a altitude de cabina é de 8000 pés.

MÁXIMO DIFERENCIAL DE PRESSÃO

A diferença máxima entre a pressão no interior da cabina e a pressão ambiente exterior depende do tipo de avião, mas não deve ultrapassar os 8 ou 9 Psi.

Tendo em conta o diferencial máximo de pressão, pressurizando o avião com uma pressão equivalente a 8000 pés (10,92 Psi) o tecto máximo de voo é cerca de 40000 pés (12192 m) onde a pressão ambiente é de 2,7 Psi. Neste caso o diferencial de pressão é de 8,22 Psi.

Como já foi referido no capítulo de estruturas, os ciclos de pressurização produzem esforços na estrutura da fuselagem. Esta é construída de forma a resistir aos esforços provocados pela pressurização e, por uma questão de economia e de peso estrutural, nem todas as zonas da fuselagem são pressurizadas. Na figura 246 as zonas a rosa são zonas da fuselagem não pressurizadas.

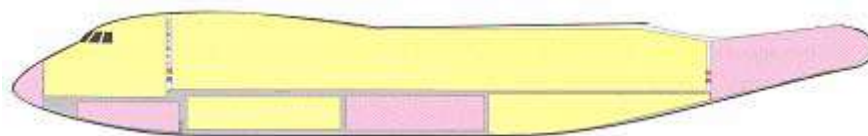


Figura 246 – Zonas pressurizadas e não pressurizadas

RAZÃO DE VARIAÇÃO DE PRESSÃO

Durante a subida e descida do avião, por questões de segurança e conforto dos passageiros e tripulantes, a variação de pressão no interior da cabina não deve ultrapassar 500 pés por minuto durante a subida e 300 pés por minuto durante a descida.

SEGURANÇA DO SISTEMA

Para que o valor da pressão no interior da cabina não seja demasiado elevado, em caso de falha do sistema, existem válvulas de alívio que abrem quando a pressão ultrapassa o máximo diferencial em 0,25 a 0,5 Psi.

A fuselagem é construída de modo a suportar no seu interior pressões superiores à pressão exterior. Se ocorrer uma falha no sistema de pressurização, existem válvulas de entrada de ar que evitam que a pressão exterior seja superior à pressão interior.

Tanto as válvulas de saída como de entrada de ar existem em duplicado.

REGULAÇÃO DA PRESSÃO

A pressão no interior da cabina é controlada por um regulador de pressão e por válvulas de descarga ("dump valves"). O regulador de pressão mede a pressão ambiente exterior e a pressão no interior do avião e actua sobre as válvulas de descarga abrindo-as ou fechando-as em função dos valores de máximo diferencial de pressão e razão de variação de pressão seleccionados. Os reguladores podem ser:

- Pneumáticos;
- Electro-pneumáticos;
- Electrónicos.

Regulador Pneumático

Consiste basicamente em cápsulas barométricas interligadas mecanicamente com as válvulas de descarga fazendo-as actuar em função das variações de pressão e dos valores de máximo diferencial e de razão de variação de pressão seleccionados. Neste sistema existe uma válvula de descarga controlada manualmente que permite regular a pressão da cabina em caso de falha do regulador pneumático ou da válvula de descarga por ele actuada.

Regulador Electro-pneumático

Também designado de híbrido, situa-se entre o regulador totalmente pneumático e o regulador electrónico. As válvulas de descarga são actuadas por baixa pressão pneumática controlada por servo válvulas eléctricas. Este sistema pode funcionar em modo automático ou manual, figura 248.

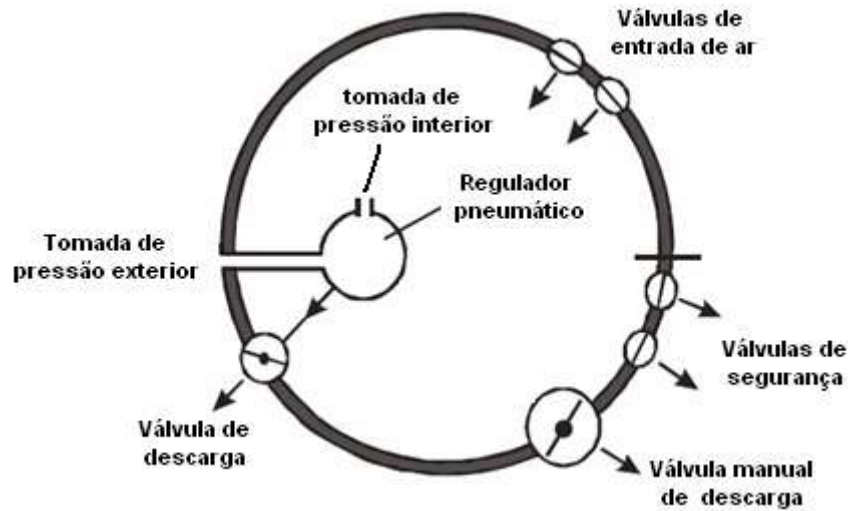


Figura 247 – Sistema com regulador de pressão pneumático

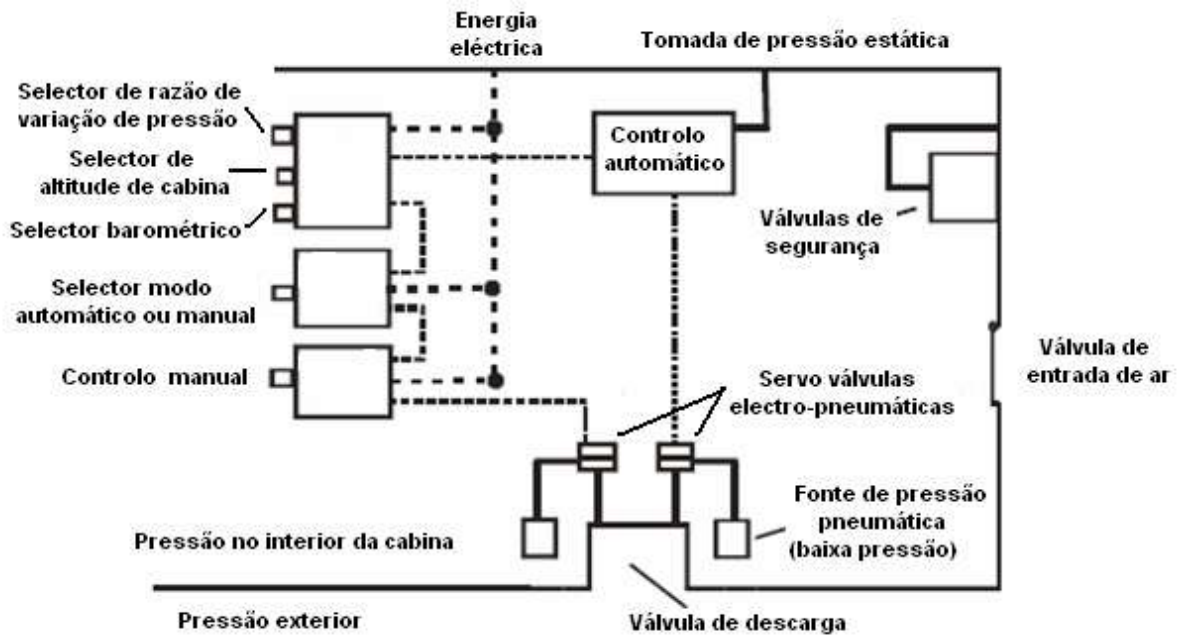


Figura 248 – Sistema com regulador de pressão electro-pneumático

Regulador Electrónico

Este regulador encontra-se ligado ao computador de dados de voo do qual recebe informação, nomeadamente de valores de pressão, sendo as válvulas de descarga actuadas através de motores eléctricos.

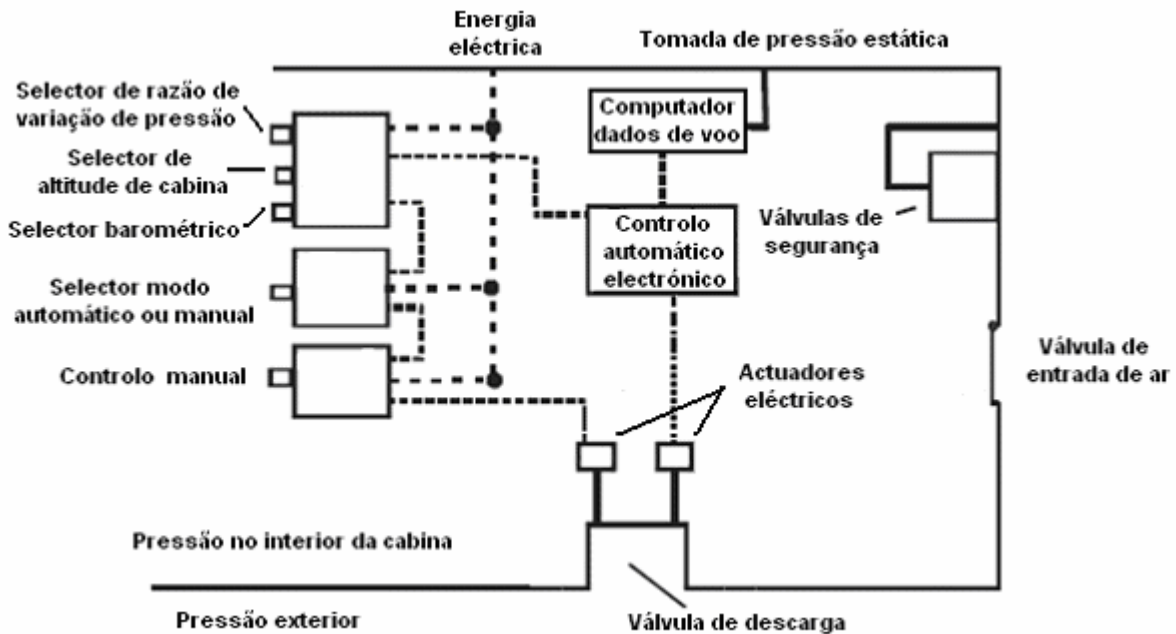


Figura 249 – Sistema com regulador de pressão electrónico

O esquema da figura 250 representa o ciclo de pressurização durante a rolagem e descolagem, subida, cruzeiro, descida e aterragem. A linha azul representa a altitude de voo e também dos aeródromos de partida e de chegada, a linha verde representa a altitude de cabina.

Durante a rolagem, após o fecho das portas do avião, há uma pré pressurização sendo a pressão no interior da cabina superior à pressão exterior em cerca de 0,1 psi. Durante a subida o regulador de pressão encontra-se em controlo proporcional controlando a razão de subida da altitude de cabina seleccionada. Durante a fase de cruzeiro em que o avião mantém a altitude de voo o regulador encontra-se em controlo isobárico mantendo o diferencial de pressão estabelecida. Na descida o regulador encontra-se novamente em controlo proporcional regulando a razão de descida da altitude de cabina. Após a aterragem, com a abertura das portas, as pressões interior e exterior igualam-se.

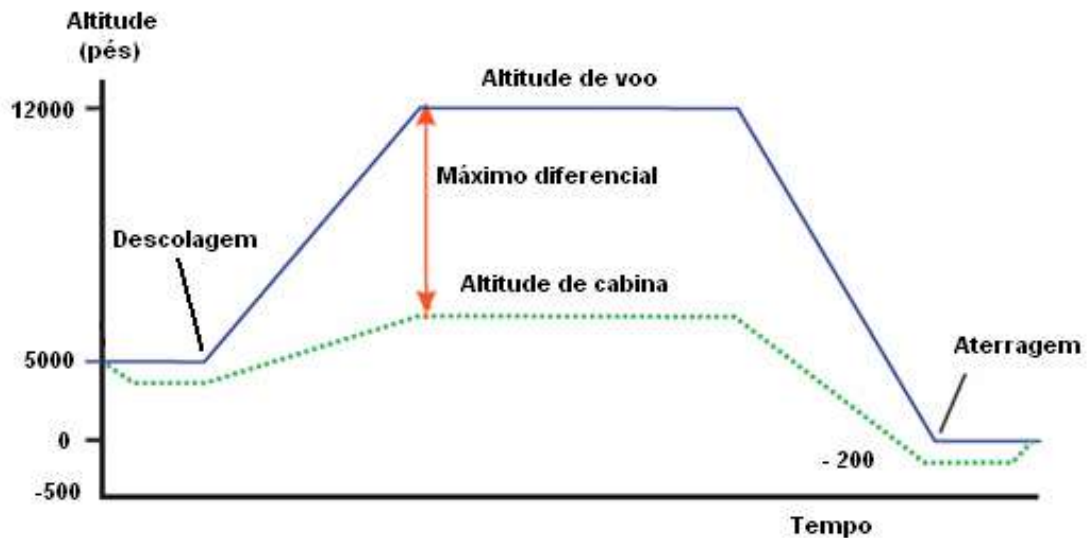


Figura 250 – Ciclo de pressurização

MONITORIZAÇÃO DO SISTEMA DE PRESSURIZAÇÃO

Os instrumentos requeridos para a monitorização do sistema são:

- Altímetro de cabina – Indica a altitude de cabina;
- Indicador de velocidade vertical – Indica a razão de descida ou de subida da altitude de cabina;
- Instrumento de pressão diferencial – Indica a diferença de pressão entre o exterior e o interior da cabina;
- Aviso sonoro e visual quando a altitude de cabina ultrapassar os 10000 pés.



Figura 251 – Sistema digital de indicação da pressurização

VEDAÇÃO DA PRESSURIZAÇÃO

As zonas pressurizadas devem ser estanques para que não haja saída de ar da pressurização para o exterior. É necessária uma perfeita vedação das portas e também dos orifícios de passagem de cablagens eléctricas e de cabos e tirantes do sistema de comando de voo. Nos aviões de caça e treino em que o acesso à cabina se faz através da "canopy" é necessário garantir a estanqueidade entre esta e a fuselagem.

A vedação das portas e "canopys" é assegurada por uma junta colocada em torno destas que é insuflada através do sistema de pressurização e ventilação quando aquelas se encontram fechadas.

A vedação dos orifícios de passagem de cabos e tirantes consiste numa vedação dinâmica efectuada através de cápsulas e buchas de borracha.

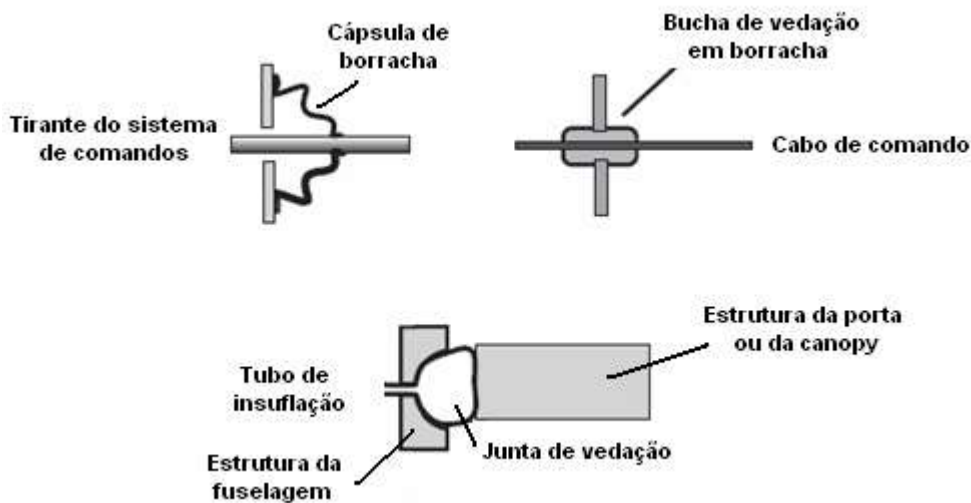


Figura 252 – Vedação da pressão

DESCOMPRESSÃO

A perda de pressão na cabina pode ser explosiva, rápida ou normal. A descompressão explosiva acontece quando há uma falha estrutural catastrófica em que a pressão da cabina iguala a exterior num intervalo de 0 a 4 segundos. Pode provocar danos nos pulmões e ouvidos.

Existe uma descompressão rápida quando a pressão da cabina baixa até à pressão ambiente num intervalo de 5 a 7 segundos. Pode provocar hipoxia (insuficiência de oxigénio) e em alguns casos embolia.

A descompressão é normal quando efectuada de acordo com a máxima razão de variação de pressão.

SISTEMA DE PROTECÇÃO CONTRA INCÊNDIOS

FINALIDADE

A finalidade destes sistemas é a de assegurar o aviso de condições de incêndio, sobreaquecimento e de existência de fumo, proporcionando um alerta sob a forma de luzes e sinais sonoros, e a de combate de incêndios que possam deflagrar. Os requisitos a que devem obedecer são:

- Providenciar um aviso instantâneo (luz vermelha e sinal sonoro);
- Indicar se o incêndio é extinto ou se se reacende;
- Ser resistente aos danos provocados e possuir grande durabilidade;
- Conter um método eficaz para testar a integridade do sistema;
- Ser facilmente inspeccionado, removido e instalado;
- Não existir qualquer possibilidade de falha;
- Consumir o mínimo de energia eléctrica e operar a partir do sistema eléctrico do avião.

SISTEMAS DE DETECÇÃO DE INCÊNDIO E DE SOBREAQUECIMENTO

Estes sistemas de detecção são exclusivamente eléctricos e os detectores, em caso de incêndio ou sobreaquecimento, fecham um circuito que acciona o alarme sonoro e o luminoso. Os tipos de detectores mais utilizados são:

- Bimetálicos;
- Tubulares;
- De gás;
- Fotoeléctricos.

Detectores Bimetálicos

São constituídos por um invólucro cilíndrico com duas lâminas no seu interior separadas sob tensão causada por um parafuso de regulação. As lâminas e o cilindro têm coeficientes de dilatação diferentes sendo o coeficiente do cilindro maior que o das lâminas. Quando existe dilatação do cilindro, provocada por aumento de temperatura, as lâminas aproximam-se uma da outra e fecham o circuito do sistema de aviso. Quando há arrefecimento o circuito é novamente aberto.

A temperatura à qual o sistema actua é regulada pelo parafuso de regulação do afastamento das lâminas. Este tipo de detector é normalmente utilizado para a detecção de sobreaquecimento.

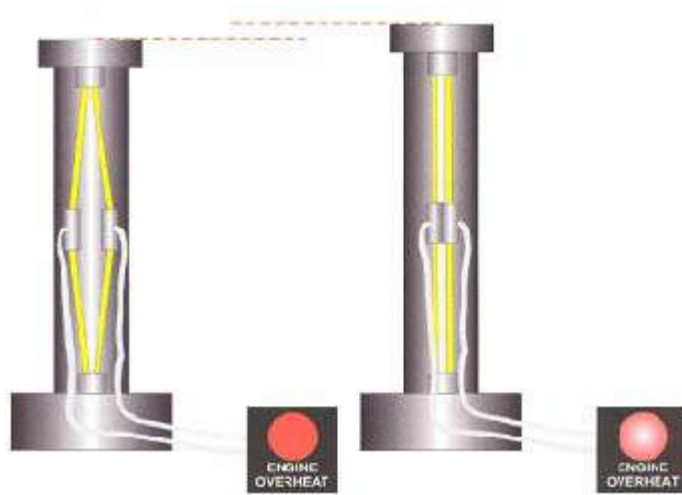


Figura 253 – Detector bimetálico

Detectores Tubulares “Fenwal”

Estes detectores são constituídos por um tubo de inonel e por um fio condutor de níquel colocado ao centro do tubo. O espaço entre ambos é preenchido por camadas de um sal e de óxido de alumínio. O fio encontra-se ligado ao sistema de aviso e o tubo ligado à massa. Em caso de incêndio o sal funde-se, torna-se condutor e é fechado o circuito. Após a extinção o sal solidifica e abre de novo o circuito.

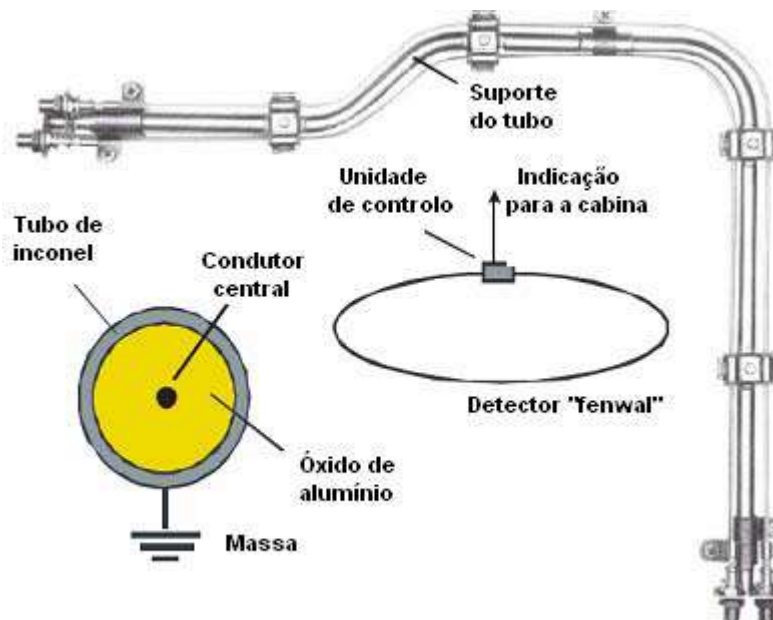


Figura 254 – Detector tubular “fenwal”

Detectores Tubulares “Walter Kidle”

São constituídos por um tubo que no seu interior contém um material de resistência variável com a temperatura e um eléctrodo central. O tubo encontra-se ligado à massa e o eléctrodo ao sistema de aviso. Em caso de incêndio o material de resistência variável diminui a sua resistência, torna-se condutor e o circuito é fechado. Após a extinção do incêndio, com a diminuição de temperatura, o material volta a aumentar a sua resistência e o circuito fica de novo aberto.

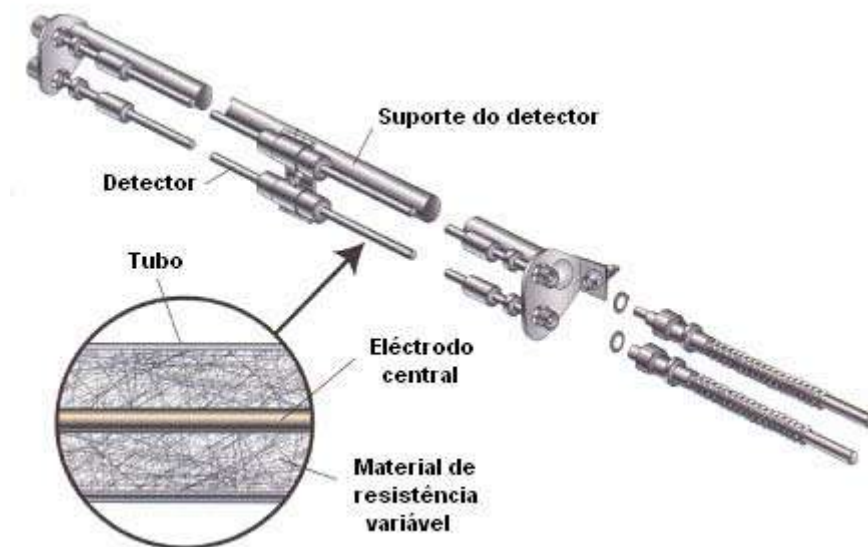


Figura 255 – Detector tubular “walter kidle”

Detectores Fotoelétricos

São constituídos por células fotoelétricas que quando captam uma chama activam o sistema de aviso. São totalmente electrónicos.

Detector de Gás

Consiste num tubo no interior do qual se encontra hélio dissolvido num material absorvente. Numa das extremidades do tubo encontram-se dois “switchs” cujo estado é normalmente aberto. Em caso de incêndio ou sobreaquecimento, devido ao aumento de temperatura, a pressão do gás aumenta e faz actuar (fechar) os “switchs” que por sua vez fazem actuar o sistema de aviso.

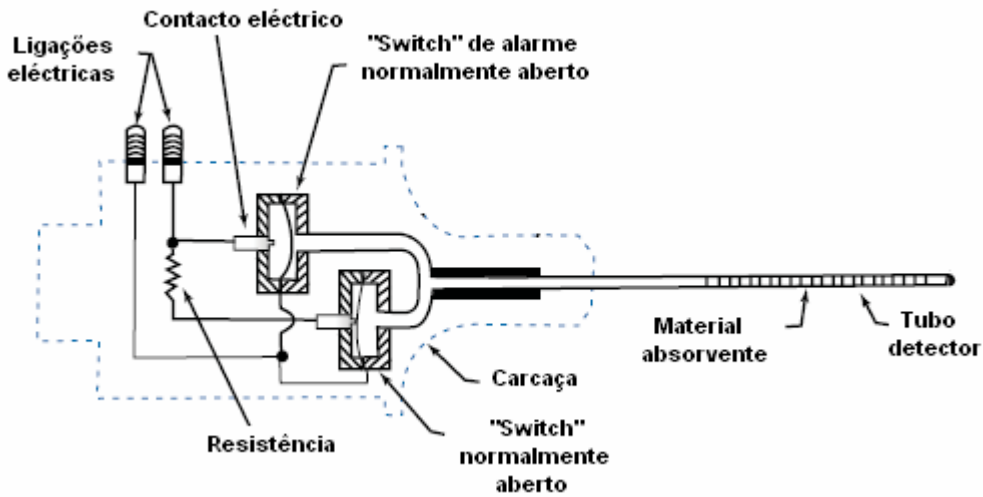


Figura 256 – Detector de gás

AVIÕES DE CAÇA E TREINO

Estes aviões possuem sistemas de detecção apenas nos compartimentos dos motores. Nos monomotores pode haver um ou dois sistemas. Nos bimotores pode haver dois ou quatro sistemas (um ou dois para cada motor). São normalmente utilizados detectores bimetalicos ou tubulares e os sistemas localizados:

- No compartimento anterior – Zona do compressor e secção de acessórios;
- No compartimento posterior – Zona das câmaras de combustão, turbina e tubeira de escape.

Cada sistema está sinalizado por uma luz no painel de instrumentos existindo um botão de teste comum.

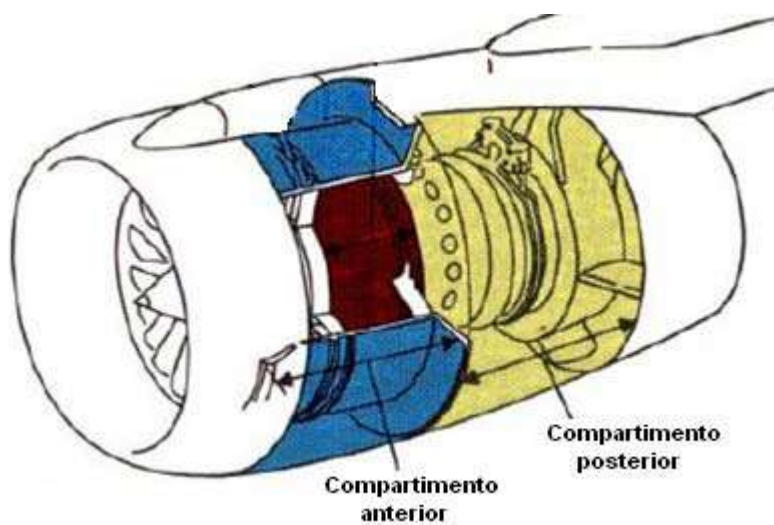


Figura 257 – Compartimentos onde são instalados os detectores

AVIÕES PESADOS

Nestes aviões os sistemas são mais complexos devido a um maior número de locais onde podem surgir incêndios e condições de sobreaquecimento. Os locais possíveis de incêndio são:

- Depósitos de combustível;
- Naceles dos motores;
- APU;
- Porões de hidráulicos.

Locais possíveis de sobreaquecimento:

- Colector pneumático;
- Unidades de ar condicionado;
- Bordo de ataque das asas e estabilizadores devido ao sistema anti-gelo.

São instalados detectores em todos estes locais ligados à unidade de comando. Existe uma luz indicadora para cada um desses locais e um bésouro (sinal sonoro) comum a todos eles.

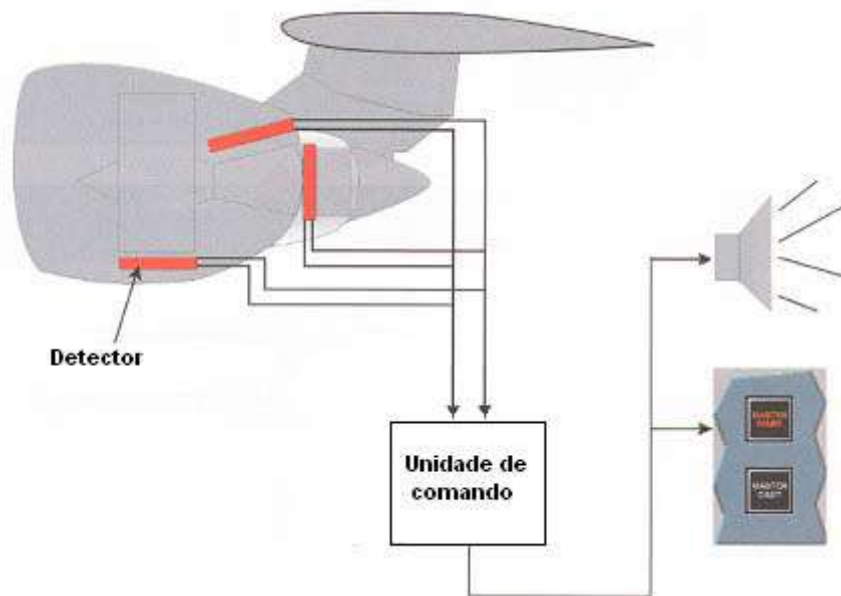


Figura 258 – Esquema do sistema de detecção de fogo no motor

SISTEMAS DE EXTINÇÃO DE INCÊNDIO

Estes sistemas constam de extintores fixos com cartuchos de disparo, válvulas de comando, válvula de alívio, condutas, pulverizadores e sistemas indicadores de disparo. Adicionalmente existem extintores portáteis para ataque a incêndios internos.

Os aviões de caça e treino não possuem normalmente sistema de extinção de incêndios. Estes aparecem usualmente instalados em aviões ligeiros bimotores sofisticados e plurimotores.

Extintores Fixos

São normalmente fabricados em aço inoxidável e têm forma esférica ou cilíndrica. Os agentes de extinção mais utilizados nestes extintores são:

- Dióxido de carbono (CO_2);
- Bromoclorodifluorometano (CBrClF_2) conhecido por halon 1211;
- Monobromotrifluorometano ($\text{CF}_3 \text{ Br}$) conhecido por halon 1301;



Figura 259 – Extintores fixos

Para que o agente extintor seja expelido através das condutas até aos pulverizadores colocados nas zonas prováveis de incêndio, as garrafas, à excepção das que utilizam dióxido de carbono, são carregadas com azoto a uma pressão entre 300 e 600 PSI.

As garrafas possuem uma válvula de enchimento e um ou dois bocais onde ligam as condutas e são instalados os cartuchos de disparo. As garrafas com dois bocais permitem direccionar o agente extintor para dois locais distintos, por exemplo, para o motor número um ou para o motor número dois.

O cartucho de disparo é deflagrado electricamente e dispara um projectil que perfura um disco que retém a carga da garrafa. Devido à pressão da garrafa o agente extintor é expelido através das tubagens até aos pulverizadores que o distribuem em torno das zonas de fogo.

A figura 261 representa um sistema de extinção de incêndio de um avião bimotor em que são utilizadas duas garrafas, cada uma delas com dois descarregadores. Através dos actuadores é possível descarregar uma garrafa em cada motor, ou as duas garrafas num só motor.

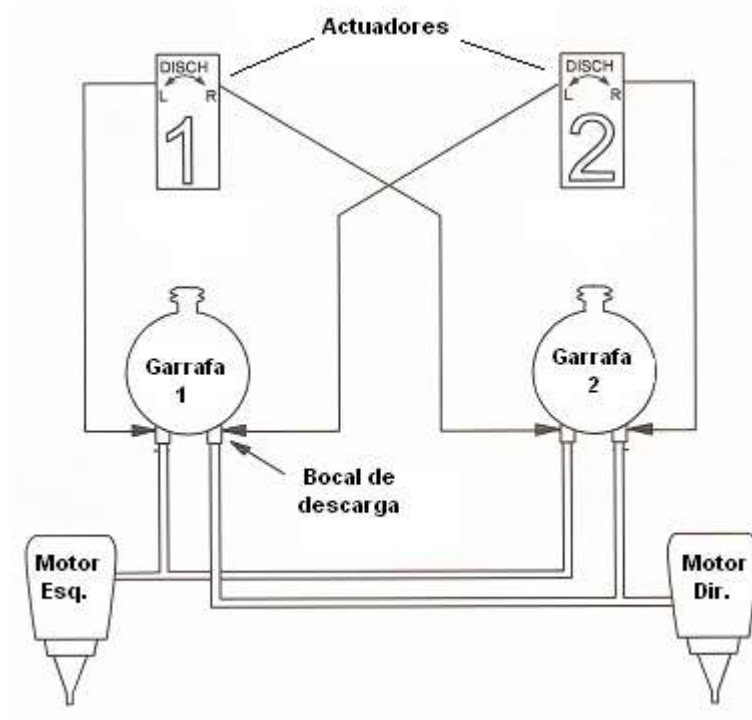


Figura 260 – Esquema de um sistema de extinção de fogo nos motores

Para prevenir o rebentamento das garrafas devido a sobrepressões provocadas por aumento de temperatura é instalada uma válvula de alívio que descarrega o conteúdo da garrafa para a atmosfera. Esta válvula tem incorporado um indicador externo de indicação do estado da garrafa. Em condições normais, com a garrafa carregada, aparece um disco de cor verde neste indicador. Quando a válvula de alívio abre o disco verde é expelido pelo conteúdo da garrafa e aparece um disco vermelho de indicação de garrafa descarregada. É também actuado um “switch” colocado na válvula de alívio que acciona a indicação de descarga no painel de aviso na cabina.

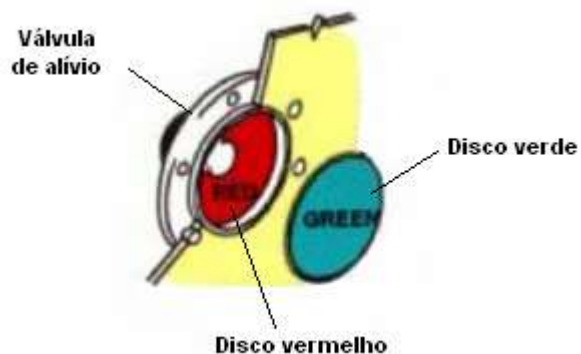


Figura 261 – Indicador externo de descarga dos extintores

Na cabina existe um painel específico para a indicação e controlo do sistema de detecção de fogo e sobreaquecimento e extinção de incêndio, figura 262. Alguns aviões possuem um dispositivo que actua o sistema em caso de aterragem violenta que provoque uma carga superior a um determinado factor ou número de "Gs". Previne incêndios provocados por esta situação e aumenta a segurança em caso de queda da aeronave.

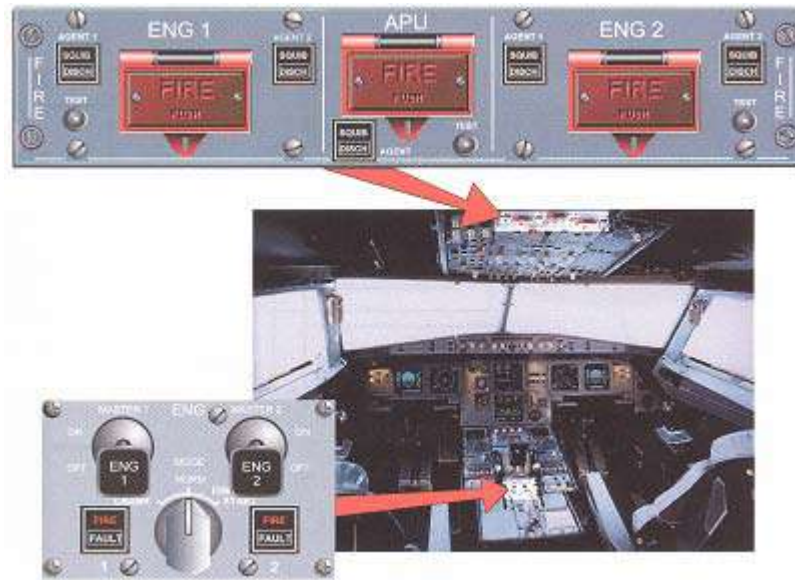


Figura 262 – Painel de controlo do sistema de extinção de fogo

Extintores Portáteis

São utilizados pela tripulação para ataque a incêndios no interior da cabina. Consistem em garrafas cilíndricas pintadas com uma cor específica de acordo com o agente extintor utilizado. As cores mais comuns são o verde e o vermelho.

A cor verde é utilizada quando o agente extintor utilizado é a espuma ou químico seco (BCF) destinados à extinção de incêndios em líquidos ou de natureza eléctrica.

A cor vermelha é utilizada quando o agente extintor utilizado é a água sendo estes extintores utilizados em incêndios em geral, à excepção dos de natureza eléctrica ou de líquidos inflamáveis.



Figura 263 – Extintores portáteis

CHAPAS PARA-FOGO

Consistem em painéis construídos em liga de titânio que se destinam a separar as zonas de fogo, por exemplo a zona do motor, da restante estrutura do avião a fim de se reduzir a possibilidade de propagação de fogo. Nos aviões monomotores esta chapa separa a zona do motor da zona da cabina de pilotagem.



Figura 264 – Chapa pára-fogo de um avião monomotor

SISTEMAS DE DETECÇÃO DE FUMOS

Nos aviões de transporte são utilizados detectores de fumo em locais onde não existe vigilância permanente como porões de carga e áreas de equipamentos eléctricos. É utilizada uma régua (linha) interligada com o sistema de detecção e extinção de fogo à qual se encontram ligados os detectores de fumos.

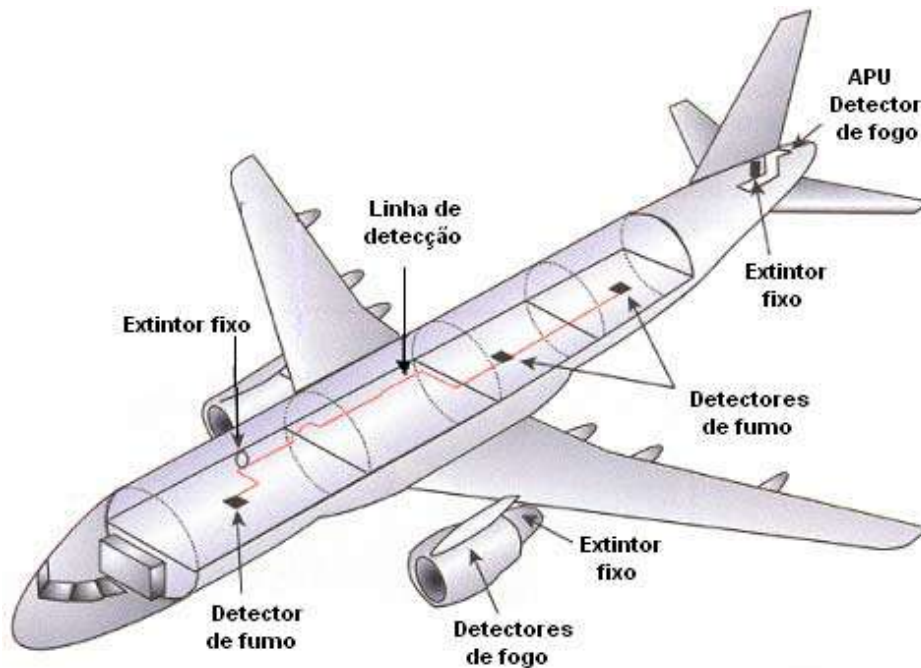


Figura 265 – Sistema de detecção de fumo

DETECTORES DE FUMO

Os detectores de fumo mais utilizados são os:

- Fotoelétricos;
- De ionização radioactiva.

Detectores Fotoelétricos

Estes detectores podem funcionar por variação de intensidade ou por refacção de luz. Nos primeiros uma fonte de luz incide directamente num sensor fotoelétrico gerando uma determinada carga eléctrica. Esta carga é conhecida e comparada por uma unidade de controlo. Quando existe fumo a luz captada pelo sensor é menor sendo também menor a carga eléctrica por ele gerada. Quando esta diferença atinge um determinado valor para o qual o sensor foi calibrado é accionado o sistema de aviso.

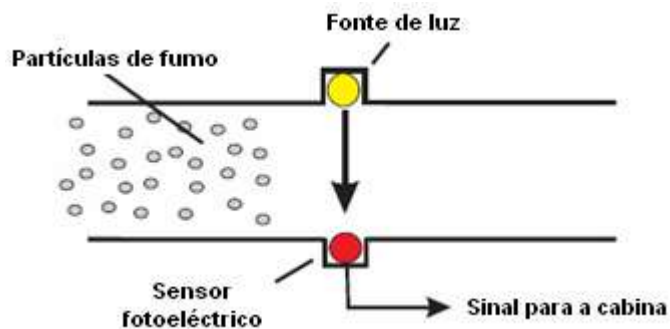


Figura 266 – Detector fotoelétrico por variação de intensidade de luz

No detector de refração, em situação normal (ausência de fumo) a luz não incide no sensor fotoelétrico. Isto só acontece quando existe fumo na câmara onde o sensor se encontra instalado devido à refração da luz provocada pelas partículas de fumo. Nesta situação é gerada uma carga eléctrica que ao atingir determinado valor faz accionar o sistema de aviso de fumo.

Nos sistemas com detectores fotoelétricos, a fim de se prevenirem falsos alarmes provocados por poeiras ou condensação de humidade, é efectuado o aquecimento das câmaras onde os sensores se encontram instalados sendo também utilizados filtros de ar.

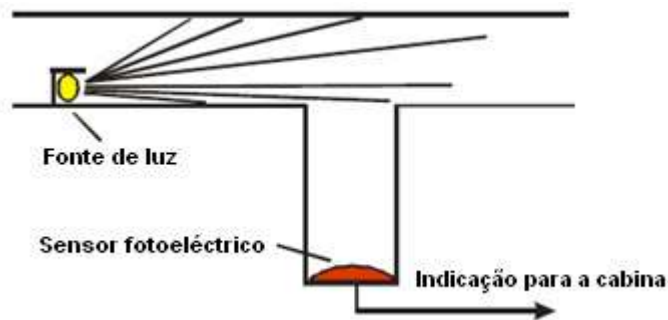


Figura 267 – Detector fotoelétrico por refração de luz

Detector de Ionização

Este tipo de detector consiste numa câmara de ionização, numa fonte de radiação que emite partículas alfa que ionizam os átomos de oxigénio e azoto do ar existente na câmara, em dois pratos, um com carga eléctrica positiva e outro com carga negativa e em ligações eléctricas dos pratos a uma unidade de medida.

No processo de ionização é arrancado um electrão ao átomo ficando este com carga positiva. Os átomos ionizados são atraídos pelo prato com carga negativa e os electrões que possuem carga negativa são atraídos pelo prato com carga positiva. É assim estabelecida uma pequena corrente eléctrica que é medida na unidade existente para o efeito.

Quando entra fumo na câmara de ionização é alterado o valor da corrente devido à atracção entre os átomos ionizados e as partículas de fumo. Esta alteração é detectada na unidade de medida que acciona o aviso na cabina.

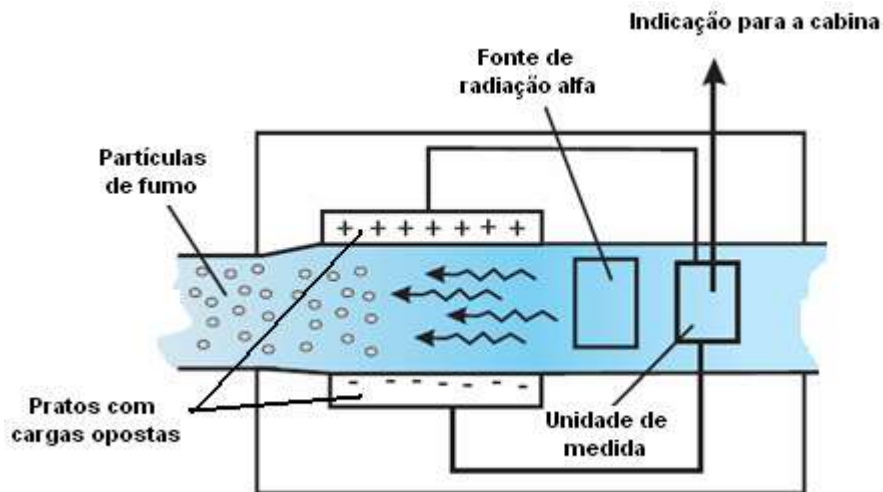


Figura 268 – Detector fotoelétrico por ionização

SISTEMA DE DEGELO E DE ANTI-GELO

A formação de gelo nas superfícies exteriores de uma aeronave afecta drasticamente as suas qualidades de voo devido à combinação dos seguintes efeitos: aumento de peso (1 Kg por litro de água congelada) aumento da resistência e diminuição da sustentação devido à alteração dos perfis aerodinâmicos. As alterações de peso, sustentação e resistência provocam alterações na estabilidade e controlo da aeronave.

Outras consequências da formação de gelo podem ser o bloqueamento das superfícies de controlo de voo, bloqueio do trem de aterragem na posição de recolhido e obstrução de tomadas de pressão que resultam em falsas indicações dos instrumentos. A existência de gelo nas antenas diminui a sua eficiência de emissão e recepção (atenuação do sinal). A formação de gelo nos vidros da cabina provoca uma diminuição de visibilidade. A entrada de gelo nos motores de turbina pode provocar danos nas pás do compressor e a existência de gelo nos hélices provoca desequilíbrios nas pás.

FORMAÇÃO DE GELO

Para que a formação de gelo ocorra é necessário que a temperatura ambiente seja baixa, entre os $+3^{\circ}\text{C}$ e -10°C , e exista humidade sob a forma de nevoeiro, chuva ou neve. Existem três tipos de gelo associados às condições de temperatura e humidade que lhe dão origem:

- Poroso – Gelo opaco e esbranquiçado que forma uma superfície áspera. Forma-se devido à existência de pequeníssimas gotas de água sobrefrefecidas.
- Vítreo – Gelo transparente e sólido que adere firmemente às superfícies. Forma-se devido à presença de gotas de água maiores que ao atingirem a superfície do avião congelam quando a

temperatura ambiente se situa entre -3 e -8 °C. Ao atingir a superfície a gota de água começa a congelar, mas não instantaneamente, deslizando para a retaguarda devido ao escoamento de ar.

- Misto – Mistura de gelo poroso com gelo vítreo. Forma-se quando a aeronave atravessa uma zona de transição entre as condições que dão origem aos dois tipos de gelo.

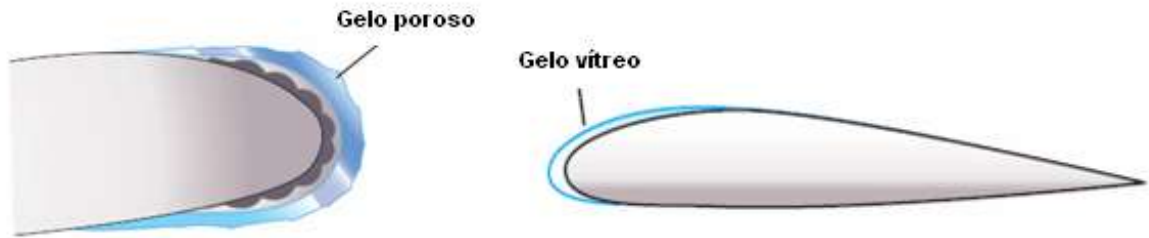


Figura 269 – Tipos de gelo

A formação de gelo pode ainda acontecer por indução devido ao aumento de velocidade e diminuição da temperatura do escoamento nas entradas de ar dos motores de turbina e tubos de venturi dos carburadores dos motores alternativos.

DETECÇÃO DA FORMAÇÃO DE GELO EM VOO

A detecção pode consistir em verificar se existem condições para que o gelo se possa formar ou em detectar a existência de gelo já formado. No primeiro caso são utilizadas sondas de temperatura e de humidade. Para verificação da existência de gelo já formado existem vários processos que podem ser visuais, através de sensores de pressão, sensores de torque, haste de vibração e emissão de partículas beta.

Sondas de Temperatura e de Humidade

Este dispositivo verifica se existem as condições de temperatura e de humidade para que possa ocorrer a formação de gelo. Não detecta gelo acumulado. Consiste em duas unidades separadas, um detector de humidade e um sensor de temperatura.

O detector de humidade é constituído por duas resistências metálicas expostas ao ar exterior, uma atrás da outra, alinhadas com o escoamento, e ligadas a uma unidade sensível à diferença de temperatura entre elas. Quando existe humidade a resistência da frente arrefece mais rapidamente uma vez que a da retaguarda se encontra protegida pela primeira. Quando a diferença de temperatura atinge determinado valor a unidade sensível envia um sinal para o segundo componente do sistema, a sonda ou sensor de temperatura que se encontra exposto à temperatura ambiente do escoamento de ar. Se a temperatura se mantiver acima da temperatura de formação de gelo o circuito de aviso permanece aberto. Se a temperatura se encontrar dentro dos valores de formação de gelo o circuito é fechado e accionado o aviso de condição de formação de gelo através da iluminação de uma luz num painel da cabina.

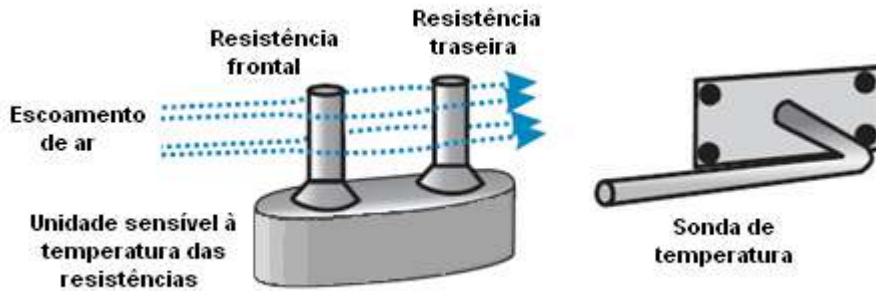


Figura 270 – Sensores de temperatura e de humidade

Detector Visual

Consiste numa pequena sonda colocada no exterior da fuselagem facilmente visível pelo piloto. Na base da sonda existe uma lâmpada de iluminação, para que esta seja visível durante o voo nocturno, e no seu interior uma resistência eléctrica de aquecimento cujo estado normal é o de desligada. Se existirem condições de formação de gelo este acumula-se na sonda sendo visível pelo piloto.

Após a detecção visual de existência de gelo é ligada a resistência de aquecimento durante algum tempo para que o gelo se dissipe e o sistema fique pronto para uma nova detecção.

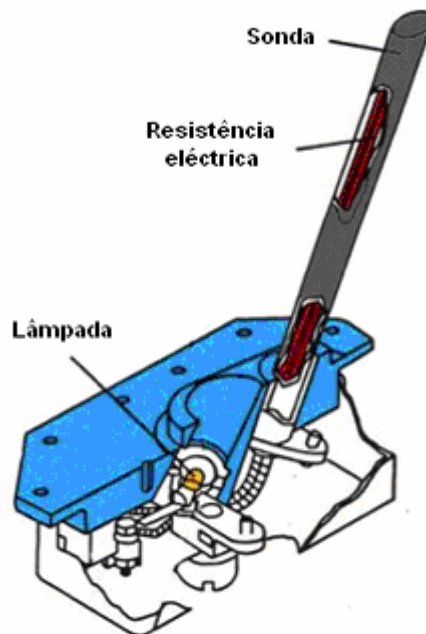


Figura 271 – Haste para detecção visual de gelo

Sensor de Pressão

Consiste numa unidade instalada no interior da fuselagem com uma sonda exterior exposta ao escoamento. A unidade é dividida em duas câmaras por um diafragma ao qual se encontra ligado o

detector que por sua vez acciona um interruptor. A sonda é constituída por um tubo cilíndrico com uma resistência de aquecimento no seu interior e por tomadas de pressão que consistem em furos de pequeno diâmetro na parte frontal e furos de maior diâmetro na parte posterior. A pressão sentida nos primeiros é transmitida a uma das câmaras e a pressão sentida nos de maior diâmetro é transmitida à outra câmara da unidade.

A resistência de aquecimento da sonda encontra-se normalmente desligada. Em condições de ausência de gelo a pressão nas duas câmaras é igual e o interruptor encontra-se aberto. Quando existe formação de gelo os furos de menor diâmetro ficam rapidamente obstruídos enquanto os de maior diâmetro se mantêm desobstruídos. Este facto provoca uma diferença de pressão entre as duas câmaras que faz com que o diafragma se movimente e o detector accione o interruptor fechando o circuito sendo dada a indicação de formação de gelo na cabina.

Após a detecção de gelo a resistência da sonda é ligada de modo a que este se dissipe e a unidade fique pronta para nova detecção.

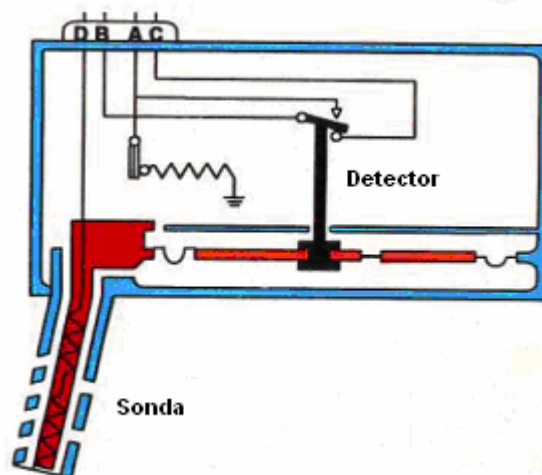


Figura 272 – Sensor de pressão

Sensor de Torque

Consiste num pequeno motor eléctrico, assente em apoios flexíveis, que faz rodar um rotor no exterior da fuselagem exposto ao escoamento. O rotor roda junto a uma faixa triangular, fixa ao revestimento da fuselagem, existindo uma folga mínima entre ambos. Em condições de ausência de gelo o torque requerido para fazer rodar o rotor é mínimo. Quando existe gelo formado a folga entre o rotor e a faixa triangular é anulada e o torque aumenta. Este aumento faz deslocar ligeiramente o motor nos apoios flexíveis sendo actuado um interruptor e accionado o aviso de formação de gelo na cabina.

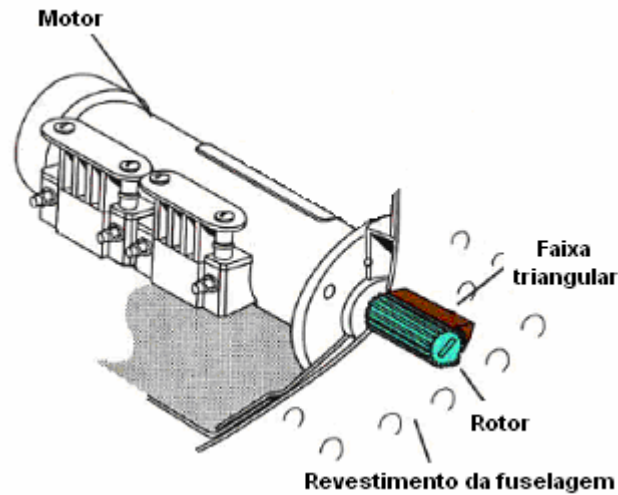


Figura 273 – Sensor de torque

Haste de Vibração

Este dispositivo consiste numa pequena haste exposta ao escoamento de ar e ligada a uma unidade de detecção. A haste vibra com uma determinada frequência (normalmente de 40 KHz) provocada por impulsos eléctricos. Quando não existe gelo a frequência de vibração mantém-se constante. Com a formação de gelo a massa da haste aumenta e a frequência de vibração diminui. Esta diminuição é notada pelo detector que activa o aviso na cabina e liga o aquecimento da haste para que o gelo se dissipe. Após a eliminação do gelo o aviso na cabina e o aquecimento da haste são desligados e a frequência de vibração mantém-se no valo normal até que haja novamente formação de gelo. A severidade da formação de gelo é determinada através da frequência com que o aviso na cabina é accionado.

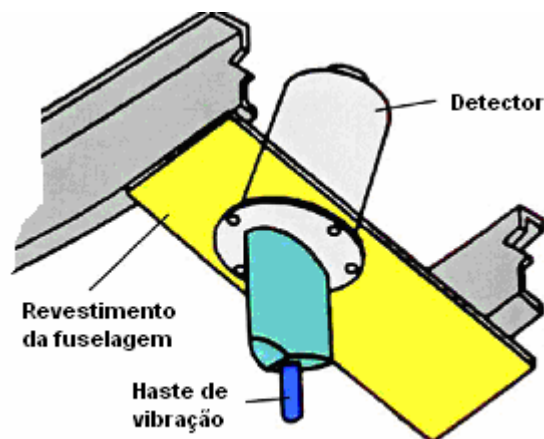


Figura 274 – Haste de vibração

Emissor e Receptor de Partículas Beta

Este sistema consiste numa sonda que emite partículas beta (electrões de alta energia) e numa sonda receptora dessas partículas. Quando existe formação de gelo na sonda receptora as partículas beta são absorvidas pelo gelo. Uma certa quantidade de partículas beta (correspondentes a 0.4mm de gelo) faz actuar um "micro-switch" na sonda detectora que acciona o alarme na cabina.

PROTECÇÃO CONTRA O GELO

Existem vários processos de protecção contra o gelo que podem consistir em sistemas de degelo (eliminam o gelo acumulado) ou em sistemas de anti-gelo (evitam a formação de gelo). Os processos podem ser:

- Pneumáticos;
- Através de líquidos;
- Térmicos;
- Eléctricos.

As principais áreas a proteger são:

- Bordos de ataque das asas e dos estabilizadores;
- Entradas de ar de motores de turbina;
- Hélices;
- Vidros da cabina;
- Sondas.

PROTECÇÃO DE BORDOS DE ATAQUE

Em aviões de baixa velocidade com motores alternativos ou com motores turbo-hélice é normalmente utilizado o processo de degelo pneumático. Em aviões antigos de grande porte e pequenos aviões com motores de turbina pode ser utilizado o processo de degelo através de líquidos. Aviões de grande porte com motores de turbina utilizam o processo de anti-gelo térmico.

Processo Pneumático

Consiste na instalação de câmaras (tubos) insufláveis de borracha nos bordos de ataque. Estas Câmaras são paralelas ao bordo de ataque em superficies de elevada espessura e perpendiculares no caso de superficies com pequena espessura. Quando existe formação de gelo as câmaras são insufladas com pressão pneumática, dilatam e quebram o gelo que depois é arrastado pelo fluxo de ar.

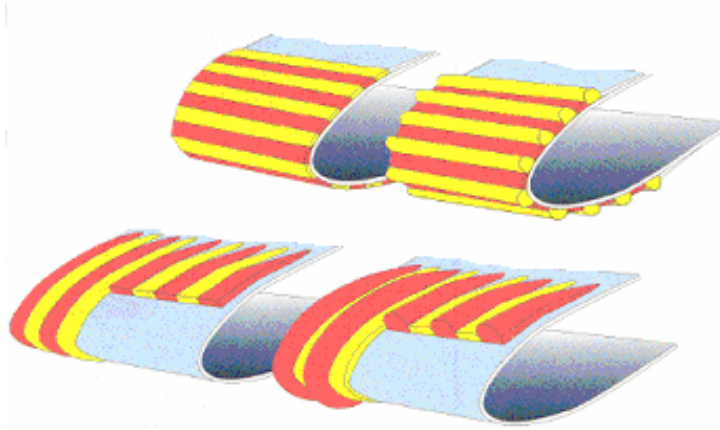


Figura 275 – Câmaras de insuflação

A pressão pneumática pode ser fornecida através de uma bomba de vácuo, de um reservatório com azoto a alta pressão ou através da sangria de ar do compressor de motores de turbina.

Em aviões ligeiros as câmaras estão ligadas através de tubagens a um sistema de vácuo constituído basicamente por uma bomba de vácuo e por uma válvula de controlo de insuflação e de desinsuflação. O sistema é operado manualmente através de um comando na cabina.

Quando o sistema se encontra desligado a válvula de controlo estabelece uma ligação entre a linha de sucção da bomba de vácuo e as câmaras mantendo nestas uma pressão de vácuo de cerca de 2 psi que as mantém completamente vazias. Quando o sistema de degelo é ligado a válvula de controlo fecha a sucção de ar das câmaras e encaminha o fluxo de ar que sai da bomba de vácuo para as câmaras para que sejam insufladas até uma pressão de cerca de 18 psi. Quando esta pressão é atingida um pressostato provoca o accionamento da válvula de controlo da posição de insuflação para a posição de desinsuflação sendo extraído o ar das câmaras. Quando a pressão nas câmaras baixa para valores de vácuo de cerca de 2 psi a válvula de controlo comuta novamente para a posição de insuflação repetindo-se todo processo. O ciclo de insuflação desinsuflação mantém-se enquanto o sistema se encontrar ligado.

O sistema possui uma luz de indicação de bom funcionamento que se mantém iluminada enquanto a pressão se mantiver acima dos 8 psi. Possui também um temporizador que provoca a abertura da válvula de desinsuflação para que as câmaras não se mantenham insufladas se a pressão não atingir os 18 psi ou se o pressostato falhar.

Em aviões de médio e grande porte com motores turbo-hélice ou com motores alternativos, a insuflação simultânea de todas as câmaras requer grandes quantidades de ar. Nestes aviões as câmaras são divididas em dois ou mais grupos sendo a insuflação e desinsuflação de cada grupo desfasada dos restantes.

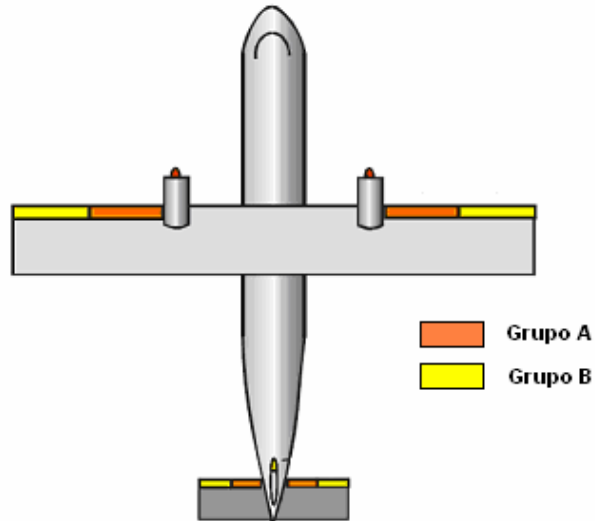


Figura 276 – Grupos de insuflação

Degelo Através de Líquidos

Este proce é pouco utilizado hoje em dia e consiste na ejeção de álcool etílico e isopropílico nos bordos de ataque das asas e superfícies estabilizadoras provocando a descolagem do gelo. O sistema é constituído por um reservatório de líquido, uma bomba eléctrica, um filtro, válvulas de não retorno, tubagens de distribuição e painéis de micro poros para distribuição do líquido.

O sistema é ligado actuando um interruptor temporizador que permite seleccionar o tempo de descarga do líquido. A quantidade de líquido ejectado depende do tempo de descarga seleccionado que pode variar ente um e oito minutos.

Este sistema deve funcionar com regularidade para que os micro poros por onde sai o líquido não fiquem obstruídos.

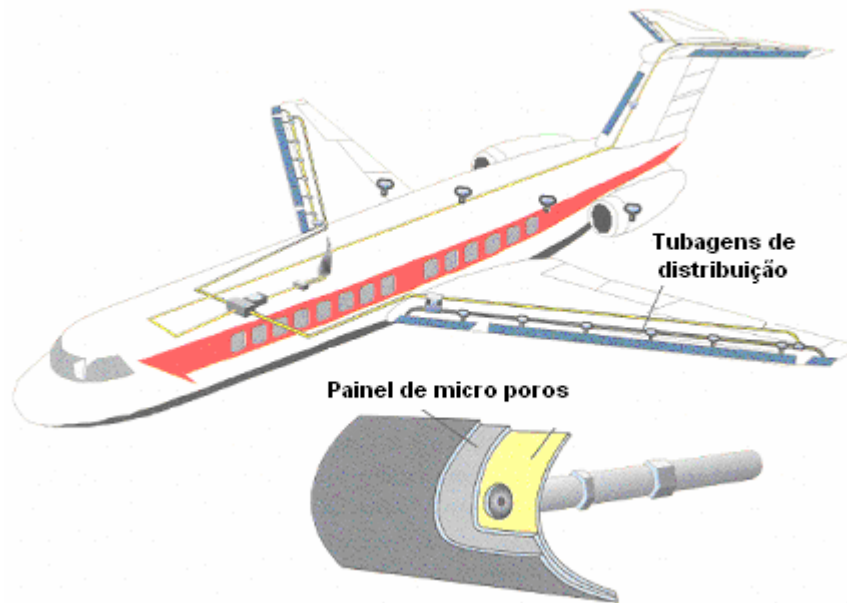


Figura 277 – Degelo através de líquidos

Anti-gelo e Degelo Térmicos

Neste sistema é utilizada grande quantidade de ar quente que pode ser fornecido através da sangria de ar do compressor dos motores de turbina, processo mais comum, ou através de outras fontes já referidas no estudo do sistema pneumático. O ar quente é distribuído no interior dos bordos de ataque aquecendo estas zonas e evitando que o gelo se forme ou derretendo-o se entretanto se tiver formado.

Este sistema possui sensores de temperatura e válvulas de corte de fornecimento de ar a fim de evitar danos na estrutura provocados por sobreaquecimento. Possui também um sistema lógico ar-solo que corta o fornecimento de ar quando o avião se encontra no solo. Em voo o fluxo de ar exterior que passa nos bordos de ataque dissipa o calor provocado pelo sistema de degelo e anti-gelo. Se o sistema funcionasse quando o avião se encontra no solo provocaria o sobreaquecimento e danos na estrutura dos bordos de ataque uma vez que não existe fluxo de ar exterior para arrefecimento.

Para que os motores não percam potência durante a descolagem e subida inicial, provocada pela sangria de ar do motor, o sistema lógico ar-solo tem incorporado um temporizador que retarda a abertura das válvulas de fornecimento de ar, durante 12 segundos, após a descolagem, caso o sistema tenha sido ligado antes da descolagem. Em modernos aviões este sistema está interligado com o rádio altímetro permitindo a abertura das válvulas de fornecimento de ar antes dos 12 segundos se entretanto o avião atingir uma altitude de 400 pés.

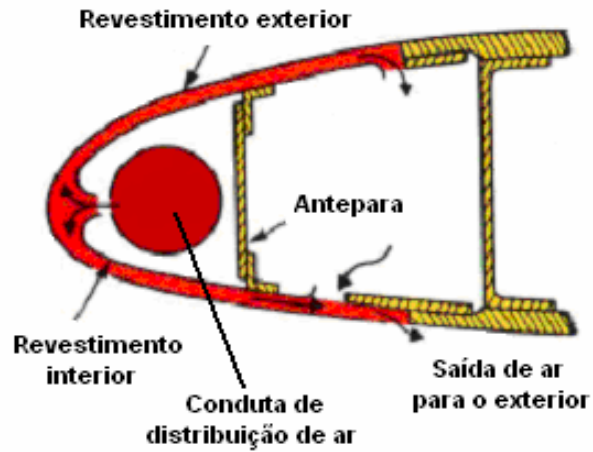


Figura 278 – Anti-gelo e degelo térmico

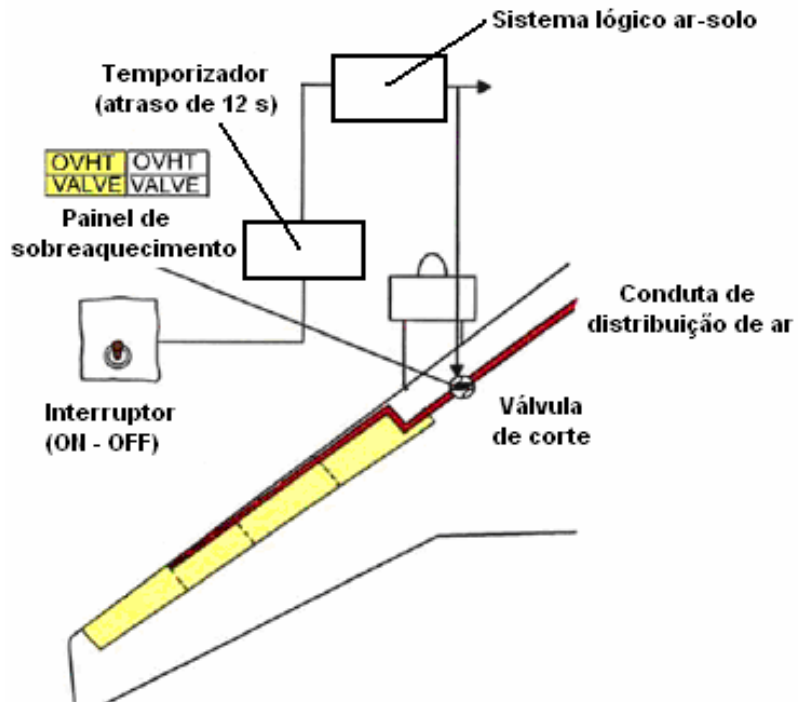


Figura 279 – Esquema do sistema de anti-gelo e degelo térmico

PROTECÇÃO DAS ENTRADAS DE AR DOS MOTORES DE TURBINA

A protecção das entradas de ar pode ser efectuada por dois processos: em aviões de grande porte é normalmente utilizado o sistema de anti-gelo através da sangria de ar quente do motor; em pequenos aviões turbo-hélice é usualmente utilizado um sistema de degelo e anti-gelo eléctrico.

Sistema Anti-gelo Através de Ar Quente

A figura 280 mostra um sistema exclusivo do motor em que o ar quente é retirado do compressor e utilizado na entrada de ar. Quando o sistema é ligado a válvula anti-gelo abre e deixa passar ar para as tubagens que o conduzem até à parte frontal da nacele, cone central e guias fixas ou orientáveis de entrada de ar no compressor. O sistema pode ser ligado quando o avião se encontra no solo com os motores em funcionamento devido ao grande volume de ar que entra para o motor.

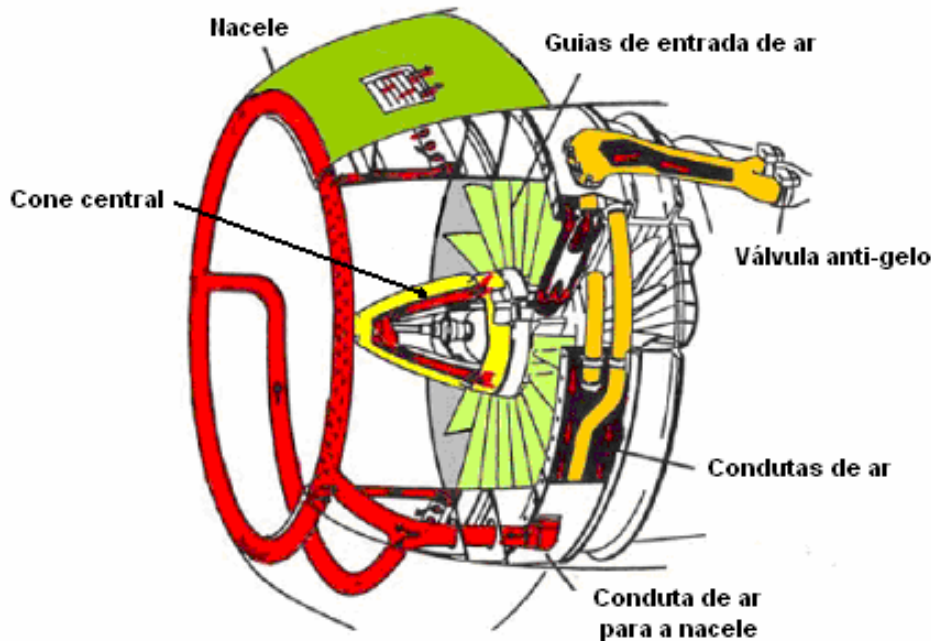


Figura 280 – Sistema anti-gelo através de ar quente

Sistema de Degelo e Anti-gelo Eléctrico

Consiste na colocação na entrada de ar do motor de painéis com resistências eléctricas de aquecimento no seu interior. As resistências são colocadas entre camadas de fibra de vidro e de borracha resistente ao calor. A camada exterior é normalmente uma película de teflon resistente à abrasão dos agentes exteriores.

As figuras 281 e 282 mostram os painéis anti-gelo e de degelo da entrada de ar de um motor turbo-hélice. Os painéis são divididos em secções sendo algumas delas aquecidas continuamente (elementos anti-gelo) e outras aquecidas ciclicamente (elementos de degelo).

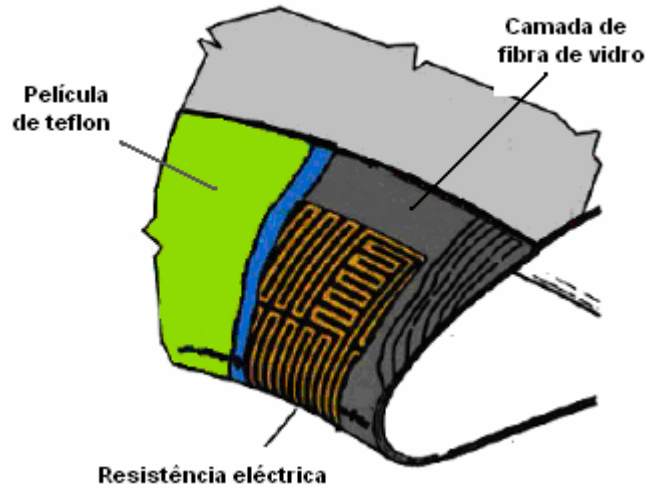


Figura 281 – Sistema de degelo e anti-gelo eléctrico

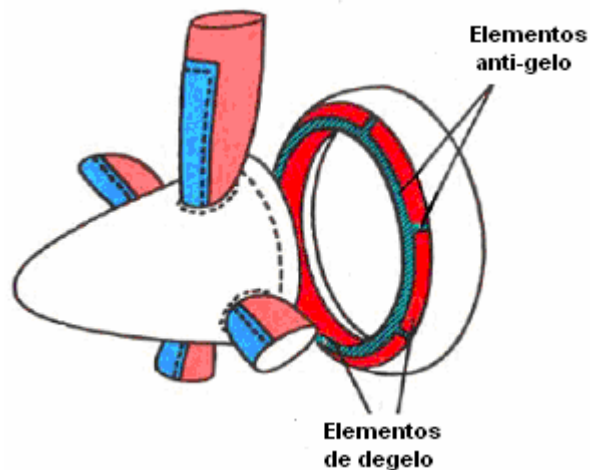


Figura 282 - Sistema de degelo e anti-gelo eléctrico

PROTECÇÃO DE HÉLICES

A acumulação de gelo nos hélices provoca uma diminuição da sua eficiência e desequilíbrios nas pás que por sua vez provocam vibrações que podem causar danos nos órgãos do motor. Existem dois processos para remoção do gelo que se forma nas pás: utilização de líquidos e a utilização de resistências eléctricas. Estes processos são apenas utilizados junto à raiz da pá, até cerca de um terço ou um quarto do seu comprimento. Na restante área da pá a velocidade rotacional não permite que haja aderência de gelo.

Utilização de Líquidos

Sistema semelhante ao utilizado para protecção dos bordos de ataque das asas e dos estabilizadores. A principal diferença consiste na distribuição do líquido junto à raiz da pá em que é utilizado um anel tubular instalado em torno do cubo do hélice. Por sua vez a pá tem junto à raiz um tubo fixo que roda sobre o anel instalado no cubo. Por acção da força centrífuga o líquido passa do anel para o tubo sendo libertado na zona da raiz da pá e espalhado ao longo desta pela acção do fluxo de ar.

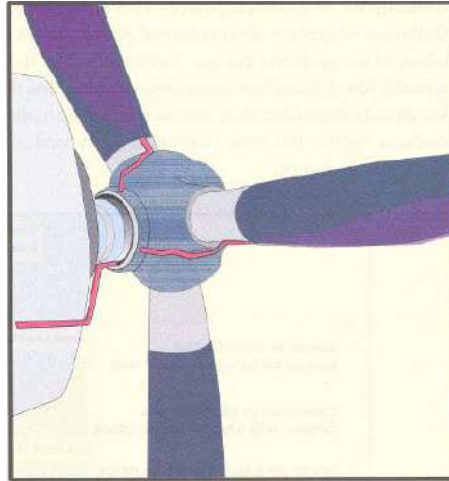


Figura 283 – Sistema de degelo através de líquidos

Utilização de Resistências Eléctricas

Sistema análogo ao utilizado na protecção das entradas de ar dos motores. Também aqui a diferença reside no processo de fornecimento de corrente às resistências eléctricas. O painel de aquecimento é ligado electricamente através de anéis concêntricos instalados no veio do hélice que rodam em contacto permanente com escovas de grafite instaladas no motor. Estas por sua vez recebem corrente de uma unidade temporizadora. O contacto com os anéis concêntricos é garantido por acção de molas que pressionam as escovas contra os anéis.

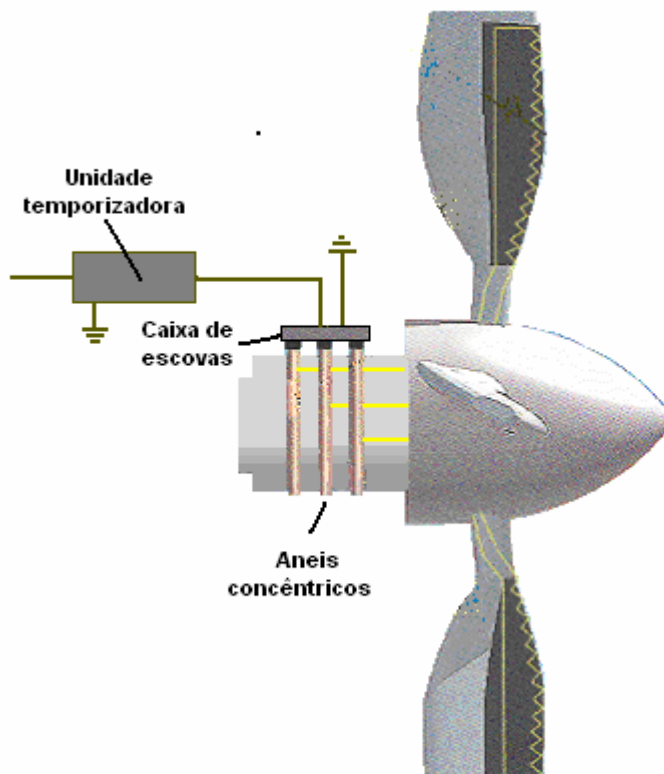


Figura 284 – Sistema de degelo e anti-gelo eléctrico

SISTEMAS DE PROTECÇÃO DOS VIDROS DA CABINA DE PILOTAGEM

Alguns aviões ligeiros utilizam líquidos de degelo que são libertados na parte inferior do vidro e depois espalhados sobre o mesmo pela acção do fluxo de ar. O piloto controla a quantidade de líquido aplicado mantendo pressionado um interruptor.

Determinados aviões de caça e treino utilizam um sistema térmico anti-gelo do pára-brisas e canopy. O sistema é bastante simples usando normalmente válvulas selectoras e de corte actuadas manual e mecanicamente. Na maioria dos casos o ar quente é retirado à saída do trocador de calor primário do sistema de ar condicionado e pressurização.

A maioria dos aviões utiliza um sistema eléctrico anti-gelo. Os vidros são aquecidos até uma temperatura de cerca de 35 °C por acção da passagem de corrente através de uma fina película condutora que faz parte do painel do vidro (ver construção dos vidros no capítulo referente à estrutura da fuselagem).

O sistema tem instalado uma unidade de controlo de temperatura que recebe informação do selector de comando e também de sensores de temperatura instalados no vidro. Quando é atingida a temperatura de 35 °C a unidade de controlo corta o fornecimento de corrente evitando o sobreaquecimento. Quando a temperatura é inferior a 25 °C a corrente é novamente restabelecida para que o vidro se mantenha aquecido. Este processo repete-se ciclicamente enquanto o selector de comando se encontrar na posição de ligado.

Em caso de falha do sensor de temperatura instalado no vidro, um segundo sensor de sobreaquecimento corta o fornecimento de corrente quando a temperatura do vidro atingir os 65 °C.

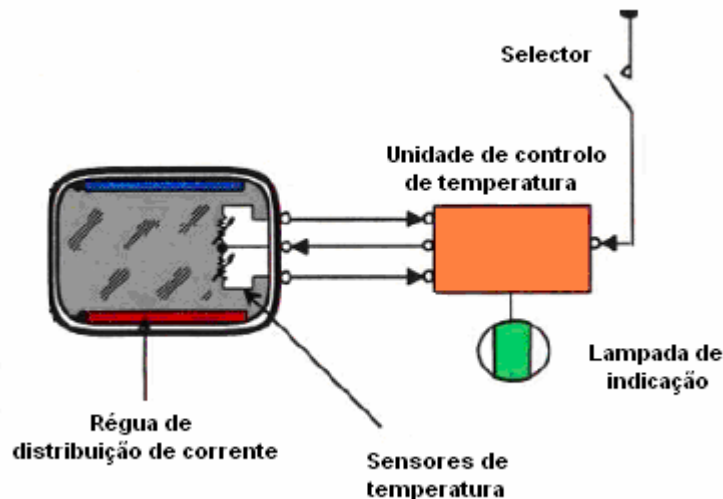


Figura 285 – Sistema eléctrico anti-gelo dos vidros da cabina

AQUECIMENTO DOS TUBOS DE PITOT

Os tubos de pitot e algumas tomadas de pressão estática têm instalado resistências eléctricas de

aquecimento. Por questões de segurança existem, em alguns casos, duas resistências de aquecimento independentes e uma luz de aviso de falha do sistema. O aquecimento é ligado antes da decolagem.

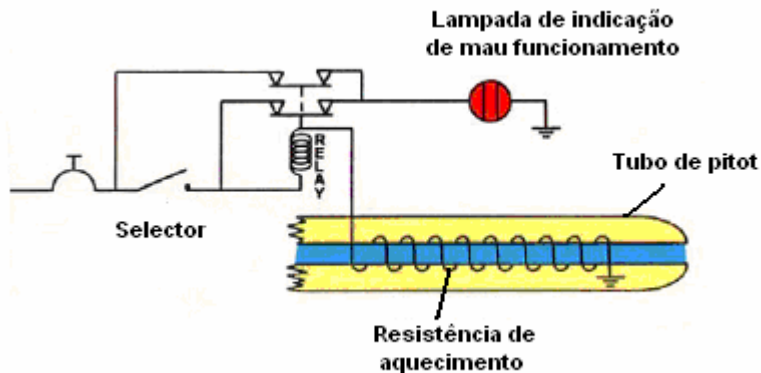


Figura 286 – Aquecimento do tubo de pitot

OUTROS COMPONENTES COM SISTEMAS DE DEGELO E ANTI-GELO

Em aviões com radares instalados a radome é aquecida através de ar quente (sistema análogo ao sistema térmico de anti-gelo utilizado nos bordos de ataque). Os drenos de água e urinóis têm também um sistema anti-gelo que consiste simplesmente em ejetar ar quente nos tubos de descarga. Aeronaves de reconhecimento com câmaras fotográficas ou de filmar instaladas possuem sistemas anti-gelo normalmente através de ar quente.

SISTEMAS DE REMOÇÃO DE ÁGUA DOS VIDROS DA CABINA

As aeronaves cuja velocidade de voo é baixa necessitam de dispositivos de remoção da água da chuva dos vidros da cabina de pilotagem. Os sistemas utilizados são os limpa pára-brisas, líquidos repelentes de chuva e em alguns casos ejeção de ar.

O sistema de limpa pára-brisas é semelhante ao dos automóveis tendo duas ou três velocidades de funcionamento. O líquido repelente de chuva é utilizado em situação de chuva intensa para auxílio dos limpa pára-brisas. Reduz o atrito entre a escova do limpa pára-brisas e o vidro permitindo remover maiores quantidades de água que o normal.

O sistema é constituído por um reservatório pressurizado, válvulas solenoides, interruptores e tubagens. Quando o interruptor é pressionado a válvula solenoide abre e a pressão do reservatório faz fluir o líquido através das tubagens até aos ejectores colocados junto ao vidro.

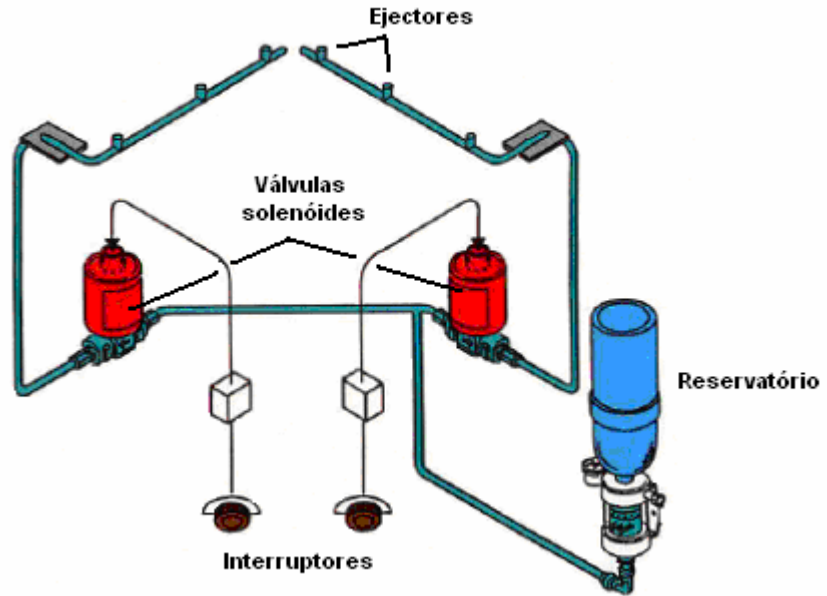


Figura 287 – Sistema de remoção de remoção da água da chuva dos vidros da cabina através de líquido

BIBLIOGRAFIA

Oxford Aviation – *Airframes and Systems* – Oxford 2002, Publicações Jeppesen GmbH;

Jeppesen Maintenance – *Airframe* – Englewood 2003, Publicações Jeppesen GmbH;

D. F. Garrett – *Aircraft System & Components* – Englewood 1991, Publicações Jeppesen Sanderson Training Products;

Federal Aviation Administration – *Airframe & Powerplant* – U. S. Department of Transportation Federal;

Jeppesen – *Airframes & Systems* – Frankfurter 2004, Publicações Jeppesen GmbH;

DINST/M 408-10 – *Manual de Estruturas e Sistemas de aeronaves* – Direcção de Instrução 1990;

LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR

PÁGINAS	EM VIGOR
CAPA (Verso em branco)	ORIGINAL
CARTA DE PROMULGAÇÃO (Verso em branco)	ORIGINAL
REGISTO DE ALTERAÇÕES (Verso em branco)	ORIGINAL
1 (Verso em branco)	ORIGINAL
3 a 10	ORIGINAL
11 (Verso em branco)	ORIGINAL
12 a 206	ORIGINAL
207 (Verso em branco)	ORIGINAL
209 (Verso em Branco)	ORIGINAL
LPV-1 (Verso em branco)	ORIGINAL