

← EMBRAER

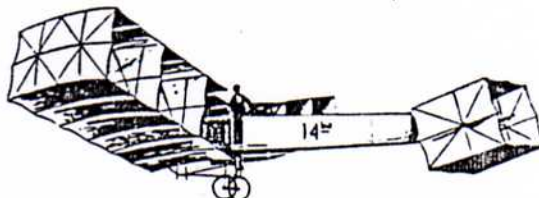
EMPRESA BRASILEIRA DE AERONÁUTICA S.A.



FUNDAMENTOS

DE

AERONÁUTICA



INTRODUÇÃO

Este material foi elaborado, visando introduzir os empregados da EMBRAER no universo da Engenharia Aeronáutica. As informações aqui contidas são básicas e gerais, apresentadas de uma forma progressiva e racional, partindo dos princípios básicos da aerodinâmica até aprofundar-se nas partes e sistemas do avião. A localização no avião, a função e a importância de cada parte ou sistema, são apresentadas e analisadas.

Esta apostila tem a finalidade de servir como referência para o aluno, apresentando-lhe os conhecimentos básicos, que serão complementados pelo instrutor durante as aulas expositivas.

As sugestões, no sentido de melhoria deste material, serão bem aceitas, visto que nossa meta é proporcionar sempre o melhor meio de aprendizagem aos nossos alunos.

Apostila Elaborada em 06/06/91

Elaboração: Homero Anchieta Furquim de Souza

Revisão: Paulo Tadeu de Mello Lourenção

ÍNDICE

1	O AVIÃO E SUA HISTÓRIA	2
1.1	HISTÓRIA DA AVIAÇÃO	3
1.2	PARTES COMPONENTES DO AVIÃO	12
1.2.1	ASAS	13
1.2.2	FUSELAGEM	13
1.2.3	GRUPO MOTO PROPULSOR	13
1.2.4	EMPENAGEM	13
	a) SUPERFÍCIES HORIZONTAIS	14
	b) SUPERFÍCIES VERTICAIS	14
1.2.5	SUPERFÍCIES DE CONTROLE	14
	a) SUPERFÍCIES PRIMÁRIAS OU PRINCIPAIS	15
	b) SUPERFÍCIES SECUNDÁRIAS	15
1.2.6	DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES	15
1.2.7	TREM DE POUSO	16
1.3	A FUNÇÃO DO AVIÃO	16
	a) CARREGAMENTO DA AVIAÇÃO	16
	b) PARTIDA DO MOTOR	16
	c) TAXI	16
	d) PREPARAÇÃO PARA DECOLAGEM	17
	e) DECOLAGEM	17
	f) VÃO DE SUBIDA	17
	g) VÃO DE CRUZEIRO	17
	h) PREPARAÇÃO PARA POUSO	17
	i) POUSO	17
	j) TAXI	18
	k) DESCARREGAMENTO DO AVIÃO	18
2	ATMOSFERA O MEIO VITAL DO AVIÃO	21
2.1	INTRODUÇÃO	21
2.2	COMPOSIÇÃO DA ATMOSFERA	21
2.3	CAMADAS DA ATMOSFERA	22
2.3.1	TROPOSFERA	22
2.3.2	ESTRATOSFERA	23
2.3.3	IONOSFERA	23
	a) MESOSFERA	23
	b) TERMOSFERA	23
2.3.4	EXOSFERA	23
2.4	ATMOSFERA PADRÃO	24
	a) TEMPERATURA	25
	b) PRESSÃO	25
	c) DENSIDADE	25
	d) VELOCIDADE DO SOM	24
2.5	ATMOSFERA REAL	27
2.5.1	CORRENTE ASCENDENTE	27
2.5.2	CORRENTE DESCENDENTE	27
2.5.3	VENTO	28
2.5.4	TURBULÊNCIA	28
2.5.5	CIRCULAÇÃO GERAL	28
2.5.6	FORÇA DE CORIOLIS	29
2.6	NUVENS	30
2.6.1	PROCESSO DE FORMAÇÃO DE NUVENS	30
2.6.2	TIPOS DE NUVENS	30
	a) CIRRUS	31
	b) STRATUS	31
	c) CÚMULUS	31

2.6.3	FORMAÇÃO DE GELO	31
a)	GELO VIDRADO	32
b)	GELO OPACO	32
c)	GEADA	32
3	AERODINÂMICA BÁSICA	35
3.1	INTRODUÇÃO	35
3.2	ESCOAMENTO	35
3.2.1	TUBO DE ESCOAMENTO	35
a)	TUBO DE ESCOAMENTO REAL	35
b)	TUBO DE ESCOAMENTO IMAGINÁRIO	35
3.2.2	LINHA DE FLUXO	36
3.2.3	ESCOAMENTO LAMINAR	36
3.2.4	ESCOAMENTO TURBULENTO	37
3.3	EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE	37
3.4	PRINCÍPIO DE BERNOULLI	38
3.4.1	TUBO DE VENTURI	39
3.4.2	PRESSÃO ESTÁTICA	40
3.4.3	PRESSÃO DINÂMICA	40
3.4.4	O TUBO DE PITOT E TUBO DE PITOT- ESTÁTICO... ..	40
3.4.5	TÚNEL AERODINÂMICO	42
3.5	PERFIL AERODINÂMICO	43
3.5.1	GEOMETRIA DO PERFIL AERODINÂMICO	44
a)	EXTRADORSO	44
b)	INTRADORSO	44
c)	BORDO DE ATAQUE	44
d)	BORDO DE FUGA	44
e)	LINHA DE CURVATURA MÉDIA	44
f)	CORDA	45
g)	ÂNGULO DE ATAQUE	45
3.6	FORÇAS AERODINÂMICAS	45
3.6.1	RESULTANTE AERODINÂMICA	46
3.6.2	SUSTENTAÇÃO - L	46
3.6.3	ARRASTO -D	47
a)	ARRASTO DE PRESSÃO	47
b)	ARRASTO DE ATRITO	48
3.6.4	INFLUÊNCIA DO ÂNGULO DE ATAQUE	49
a)	STOL	50
b)	ÂNGULO DE SUSTENTECÃO NULA	50
3.6.5	INFLUÊNCIA DA FORMA DO PERFIL	52
a)	ARQUEAMENTO	52
b)	ESPESSURA	52
4	A ASA	55
4.1	INTRODUÇÃO	55
4.2	NOMENCLATURA DA ASA	55
a)	BORDO DE ATAQUE	56
b)	BORDO DE FUGA	56
c)	PONTA DA ASA	56
d)	RAIZ DA ASA	56
e)	ENVERGADURA "b"	56
f)	SEMI-ENVERGADURA "b/2"	56
g)	PERFIL OU SEÇÃO TRANSVERSAL DA ASA	56
h)	CORDA DA ASA	56
i)	ÂNGULO DE INCIDÊNCIA	56
j)	EXTRA-DORSO	56
k)	INTRA-DORSO	56
l)	ENFLECHAMENTO	57
4.3	A ASA E O PERFIL AERODINÂMICO	57

4.4	VÓRTICE DE PONTA DE ASA	55
4.4.1	ARRASTO INDUZIDO	56
4.4.2	MÉTODOS PARA REDUZIR A INFLUÊNCIA DOS VÓRTICES DE PONTA DE ASA	56
	a) ALONGAMENTO	56
	b) DIMINUIÇÃO DE ESPESSURA DO PERFIL DA ASA	58
	c) AFILAMENTO	58
	d) DISPOSITIVOS INCORPORADOS ÀS PONTAS DAS ASAS	64
4.5	TORÇÃO DA ASA	65
	a) TORÇÃO GEOMÉTRICA	65
	b) TORÇÃO AERODINÂMICA	65
4.6	DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES	66
4.6.1	SLOTS	66
	a) SLOT FIXO	67
	b) SLOT MÓVEL	67
4.6.2	FLAPS	68
4.7	SPOILERS	70
4.8	FLUXO TRANSVERSAL	71
5	AERODINÂMICA DE ALTA VELOCIDADE	75
5.1	INTRODUÇÃO	75
5.2	VÃO EM BAIXA VELOCIDADE	75
5.3	VÃO SÔNICO	76
5.4	VÃO SUPERSÔNICO	77
	5.4.1 NÚMERO DE MACH	77
	5.4.2 NÚMERO DE MACH CRÍTICO	77
	a) PERFIL LAMINAR	78
	b) PERFIL SUPERCRÍTICO	78
	c) GERADORES DE VÓRTICE	79
	d) ENFLECHAMENTO DA ASA	79
	5.4.3 ONDA DE EXPANSÃO	80
	5.4.4 PERFIL SUPERSÔNICO	80
6	ESTABILIDADE	85
6.1	CONCEITO	85
	6.1.1 ESTABILIDADE ESTÁTICA	85
	6.1.2 ESTABILIDADE DINÂMICA	85
6.2	EIXOS DE MOBILIDADE DO AVIÃO	86
6.3	ESTABILIDADE LONGITUDINAL	88
	6.3.1 ESTABILIDADE ESTÁTICA LONGITUDINAL	89
	a) AERONAVE ESTATICAMENTE ESTÁVEL	89
	b) AERONAVE ESTATICAMENTE INSTÁVEL	90
	c) AERONAVE ESTATICAMENTE INDIFERENTE	90
	6.3.2 A FUNÇÃO DO ESTABILIZADOR HORIZONTAL	91
	6.3.3 A INFLUÊNCIA DA POSIÇÃO HORIZONTAL DO CG DO AVIÃO	92
	6.3.4 COMPORTAMENTO DE UMA AERONAVE ESTATICAMENTE ESTÁVEL	95
	6.3.5 ESTABILIDADE DINÂMICA LONGITUDINAL	95
	a) AERONAVE DINAMICAMENTE ESTÁVEL	95
	b) AERONAVE DINAMICAMENTE INDIFERENTE	95
	c) AERONAVE DINAMICAMENTE INSTÁVEL	96
6.4	ESTABILIDADE LATERAL	97
	6.4.1 ESTABILIDADE ESTÁTICA LATERAL	97
	a) AERONAVE ESTATICAMENTE ESTÁVEL	98
	b) AERONAVE ESTATICAMENTE INDIFERENTE	98
	c) AERONAVE ESTATICAMENTE INSTÁVEL	98

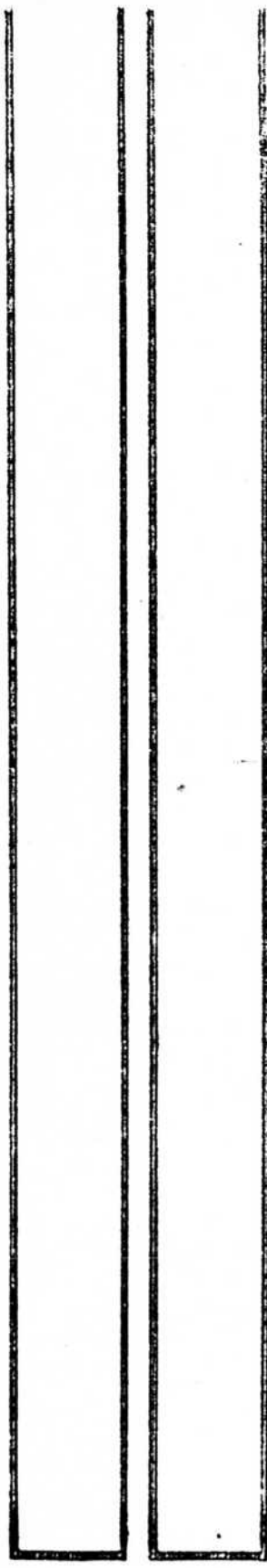
6.4.2	FATORES QUE INFLUEM NA ESTABILIDADE	
	LATERAL	98
	a) DIEDRO DAS ASAS	98
	b) ENFLECHAMENTO DAS ASAS	100
	c) EFEITO DA FUSELAGEM E ESTABILIZADOR	
	VERTICAL	101
	e) POSIÇÃO VERTICAL DAS ASAS	101
6.4.3	ESTABILIDADE DINÂMICA LATERAL	102
	a) AERONAVE DINAMICAMENTE ESTÁVEL	102
	b) AERONAVE DINAMICAMENTE INDIFERENTE	103
	c) AERONAVE DINAMICAMENTE INSTÁVEL	103
6.5	ESTABILIDADE DIRECIONAL	104
6.5.1	ESTABILIDADE ESTATICA DIRECIONAL	104
	a) AERONAVE ESTATICAMENTE ESTÁVEL	104
	b) AERONAVE ESTATICAMENTE INDIFERENTE	105
	c) AERONAVE ESTATICAMENTE INSTÁVEL	105
6.5.2	A FUNÇÃO DO ESTABILIZADOR VERTICAL	105
6.5.3	FATORES QUE INFLUEM NA ESTABILIDADE	
	DIRECIONAL	106
	a) ENFLECHAMENTO DAS ASAS	106
	b) EFEITO DA FUSELAGEM	106
6.5.4	ESTABILIDADE DINÂMICA DIRECIONAL	107
	a) AERONAVE ESTATICAMENTE ESTÁVEL	107
	b) AERONAVE ESTATICAMENTE INDIFERENTE	107
	c) AERONAVE ESTATICAMENTE INSTÁVEL	107
6.6	ESTABILIDADE E MANOBRABILIDADE	108
7	SUPERFÍCIES DE CONTROLE E COMANDOS	111
7.1	INTRODUÇÃO	111
7.2	PROFUNDOR	112
7.2.1	SISTEMA DE COMANDO DO PROFUNDOR	112
7.2.2	COMANDOS	113
	a) CABRAR O AVIÃO	113
	b) PICAR O AVIÃO	113
7.3	LEME	114
7.3.1	SISTEMA DE COMANDO DO LEME	114
7.3.2	COMANDOS	114
	a) GUINAR PARA A DIREITA	114
	b) GUINAR PARA A ESQUERDA	115
7.4	AILERONS	115
7.4.1	SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS AILERONS	116
7.4.2	COMANDOS	116
	a) ROLAR PARA A DIREITA	116
	b) ROLAR PARA A ESQUERDA	116
7.4.3	GUINADA ADVERSA	117
7.5	ACOPLAMENTO DOS MOVIMENTOS DE GUINADA E	
	ROLAMENTO	118
7.6	GENERALIDADES SOBRE SISTEMAS DE COMANDO	119
7.7	COMPENSAÇÃO DE COMANDOS	121
	a) COMPENSAÇÃO POR DESLOCAMENTO DO	
	EIXO DE ARTICULAÇÃO	121
	b) COMPENSAÇÃO POR SALIÊNCIA NA	
	SUPERFÍCIE DE CONTROLE	121
	c) COMPENSAÇÃO POR COMPENSADOR	
	AUTOMÁTICO	122
7.7.1	COMPENSADORES	122
	a) COMPENSADOR ESTATICO AJUSTÁVEL NO	
	SOLO	122
	b) COMPENSADOR MÓVEL AJUSTÁVEL NO SOLO	
	POR MEIO DE HASTE REGULÁVEL	122

c)	COMPENSADOR AJUSTÁVEL DA CABINE SOMENTE PARA TIRAR TENDÊNCIAS DO AVIÃO	123
d)	COMPENSADOR AJUSTÁVEL DA CABINE PARA TIRAR TENDÊNCIAS NOTADAS DURANTE O VÔO E PARA ALIVIAR A PRESSÃO SOBRE OS COMANDOS	123
e)	COMPENSADOR AUTOMÁTICO	124
7.7.2	CONSIDERAÇÕES SOBRE COMPENSADORES	124
8	HÉLICES	127
8.1	CONSTITUIÇÃO DA HÉLICE	127
8.2	FORÇA DE TRACÇÃO DA HÉLICE	129
8.3	TORÇÃO DAS PÁS	130
8.4	PASSO DA HÉLICE	130
8.4.1	PASSO TEÓRICO OU GEOMÉTRICO	131
8.4.2	PASSO EFETIVO	131
8.5	EFICIÊNCIA DA HÉLICE	131
8.6	TIPOS DE HÉLICE	133
8.6.1	HÉLICE DE PASSO FIXO	133
8.6.2	HÉLICE DE PASSO AJUSTÁVEL	133
8.6.3	HÉLICE DE PASSO CONTROLÁVEL	133
a)	HÉLICE DE PASSO CONTROLÁVEL SIMPLES	133
b)	HÉLICE DE PASSO CONTROLÁVEL COM CONTRAPESOS	134
c)	HÉLICE DE PASSO CONTROLÁVEL AUTOMATICAMENTE	134
8.7	PROBLEMAS SÔNICOS	135
9	PROPULSÃO	139
9.1	INTRODUÇÃO	139
9.2	AVIÕES A HÉLICE E AVIÕES A REACÇÃO	139
9.3	MOTOR ALTERNATIVO OU MOTOR A PISTÃO	140
9.3.1	MOTOR DE QUATRO TEMPOS	141
9.3.2	MOTOR DE DOIS TEMPOS	143
9.3.3	CONSIDERAÇÕES SOBRE O MOTOR A PISTÃO AERONÁUTICO	143
9.4	MOTORES A REACÇÃO DIRETA	145
9.4.1	MOTOR FOGUETE	145
9.4.2	MOTOR ESTADO-JATO	146
9.4.3	MOTOR PULSO-JATO	147
9.4.4	MOTOR TURBOJATO	148
a)	SEÇÃO DO COMPRESSOR	149
1.	Compressor Centrífugo	149
2.	Compressor Axial	151
b)	SEÇÃO DE COMBUSTÃO	153
1.	Multi-câmaras	155
2.	Câmara Anular	155
3.	Câmara de Combustão Canelada	156
c)	SEÇÃO DA TURBINA	156
d)	SEÇÃO DE ESCAPAMENTO	157
e)	CONSIDERAÇÕES SOBRE O MOTOR TURBOJATO	158
9.4.5	MOTOR TURBO-HÉLICE	161
9.4.6	MOTOR TURBOFAN	162
9.4.7	MOTOR TURBO-RAM JET	163
9.4.8	MOTOR PROP-FAN	164
9.4.9	CONSIDERAÇÕES FINAIS SOBRE OS MOTORES A JATO	165

10 MECÂNICA DO VÔO E PERFORMANCE	169
10.1 INTRODUÇÃO	169
10.2 VÔO HORIZONTAL	169
10.2.1 POTÊNCIA REQUERIDA	170
10.2.2 POTÊNCIA DISPONÍVEL	170
10.2.3 CURVA DE POTÊNCIA	171
a) VELOCIDADE MÁXIMA	171
b) VELOCIDADE DE MÁXIMO ALCANCE	171
c) VELOCIDADE DE MÁXIMA AUTONOMIA	172
d) VELOCIDADE DE ESTOL	172
e) VELOCIDADE MÍNIMA	172
10.2.4 INFLUÊNCIA DA ALTITUDE	172
10.3 VÔO PLANADO	173
10.3.1 ÂNGULO DE PLANEIO	174
10.3.2 VELOCIDADE DE MÁXIMO ALCANCE DE PLANEIO	174
10.3.3 VELOCIDADE DE MENOR RAZÃO DE DESCIDA ...	175
10.3.4 VELOCIDADE FINAL	175
10.3.5 FATORES QUE INFLUEM NO VÔO PLANADO	176
a) PESO DO AVIÃO	176
b) VENTOS	176
c) ALTITUDE	177
10.4 VÔO DESCENDENTE	178
10.4.1 INFLUÊNCIA DA PROPULSÃO NO VÔO DESCENDENTE	178
10.4.2 ESTOL DE VELOCIDADE	178
10.5 VÔO ASCENDENTE	179
10.5.1 RAZÃO DE SUBIDA	180
10.5.2 VELOCIDADE DE MÁXIMA RAZÃO DE SUBIDA ...	181
10.5.3 VELOCIDADE DE MÁXIMO ÂNGULO DE SUBIDA ..	181
10.5.4 INFLUÊNCIA DA ALTITUDE NA RAZÃO DE SUBIDA	182
a) TETO PRÁTICO	183
b) TETO ABSOLUTO	183
10.5.5 ANÁLISE DOS FATORES QUE INFLUEM NA MÁXIMA RAZÃO DE SUBIDA E NO MÁXIMO ÂNGULO DE SUBIDA	184
10.6 VÔO EM CURVA	184
10.6.1 CURVA COORDENADA	185
10.6.2 INCLINAÇÃO LATERAL DO AVIÃO	187
a) INFLUÊNCIA DA VELOCIDADE	187
b) INFLUÊNCIA DO RAI0 DE CURVATURA	187
c) LIMITE PARA ÂNGULO DE CURVATURA	187
10.6.3 CURVAS NÃO COORDENADAS	188
a) INCLINAÇÃO EXAGERADA DAS ASAS	188
b) INCLINAÇÃO INSUFICIENTE DAS ASAS	188
10.6.4 TRACÇÃO DO MOTOR NO VÔO EM CURVA	189
10.6.5 COMANDOS DE VÔO EM CURVA	189
11 CARGAS DINÂMICAS	193
11.1 DEFINIÇÃO	193
a) CARGAS NA DIREÇÃO HORIZONTAL	193
b) CARGAS NA DIREÇÃO VERTICAL	193
11.2 FATOR DA CARGA	194
11.2.1 FATOR DE CARGA NAS CURVAS	194
11.2.2 FATOR DE CARGA NAS MANOBRAS	195
11.2.3 FATOR DE CARGA NAS RAJADAS	196
11.2.4 FATOR DE CARGA NAS RECUPERAÇÕES	197
11.3 AEROELASTICIDADE	198
11.3.1 DIVERGÊNCIA	198

11.3.2	FLUTTER	199
11.3.3	REVERSÃO DE COMANDO	200
11.4	DIAGRAMA VFN	201
12	ESTRUTURA DO AVIÃO	207
12.1	INTRODUÇÃO	207
12.2	CONCEITOS FUNDAMENTAIS	207
12.2.1	ESFORÇO DE TRACÇÃO	207
12.2.2	ESFORÇO DE COMPRESSÃO	208
12.2.3	ESFORÇO DE CISALHAMENTO	208
12.2.4	VIGA EM BALANÇO	209
12.2.5	TUBO EM TORÇÃO	209
12.2.6	TENSÕES COMBINADAS	210
12.2.7	CILINDRO COM PRESSÃO INTERNA	210
12.3	A ASA	211
12.3.1	ESFORÇOS E CARACTERÍSTICAS FUNCIONAIS DA ASA	211
12.3.2	ELEMENTOS DA ESTRUTURA DA ASA	212
	a) LONGARINAS	213
	b) NERVURAS	214
	c) REVESTIMENTO	215
12.3.3	CLASSIFICAÇÃO DO AVIÃO DEVIDO A ASA	215
	a) QUANTO AO NÚMERO DE ASAS	215
	b) QUANTO À LOCALIZAÇÃO DA ASA	
	NA FUSELAGEM	215
	1. Asa Baixa	215
	2. Asa Média	216
	3. Asa Alta	216
	4. Asa Para-Sol	216
	c) QUANTO À FIXAÇÃO DAS ASAS	
	NA FUSELAGEM	216
	1. Asa Hubanada	216
	2. Asa Cantilever	217
	3. Asa Semi-Cantilever	217
12.4	A FUSELAGEM	217
12.4.1	ESFORÇOS E CARACTERÍSTICAS FUNCIONAIS DA FUSELAGEM.....	217
12.4.2	TIPOS DE ESTRUTURA DA FUSELAGEM	218
	a) ESTRUTURA TUBULAR	218
	b) ESTRUTURA MONOCOQUE	219
	c) ESTRUTURA SEMI-MONOCOQUE	219
12.5	A EMPENAGEM	221
12.5.1	ESFORÇOS E CARACTERÍSTICAS FUNCIONAIS DA EMPENAGEM	221
12.5.2	TIPOS DE EMPENAGEM	223
12.6	O TREM DE POUSO	224
12.6.1	CLASSIFICAÇÃO DO AVIÃO COM RELAÇÃO AO TREM DE POUSO	224
	a) AVIÕES TERRESTRES	224
	1. Trem de Pouso Convencional	224
	2. Trem de Pouso Triciclo	224
	3. Trem de Pouso Biciclo	225
	b) AVIÕES AQUÁTICOS	225
	c) AVIÕES ANFÍBIOS	226
12.6.2	ESFORÇOS E CARACTERÍSTICAS FUNCIONAIS DO TREM DE POUSO	226
12.6.3	TREM DE POUSO FIXO	228
12.6.4	TREM DE POUSO MÓVEL	229
	a) TREM DE POUSO RETRÁTIL	229
	b) TREM DE POUSO ESCAMOTEÁVEL	229

12.6.5	CONJUNTO DAS RODAS	230
	a) PNEU	230
	b) RODA	231
	c) FREIO	231
13	SISTEMAS	237
13.1	INTRODUÇÃO	237
13.2	INSTRUMENTOS	237
13.2.1	INSTRUMENTOS DE VÃO	238
	a) SISTEMA PITOT/ESTÁTICO	238
	1. Velocímetro	240
	2. Altímetro	241
	3. Indicador de Razão de Subida	242
	b) INDICADOR DE ATITUDE	243
	c) INDICADOR DE CURVA E INCLINAÇÃO	246
13.2.2	INSTRUMENTOS DE NAVEGAÇÃO	249
	a) BUSSOLA MAGNÉTICA	249
	b) GIRO DIRECIONAL	249
13.2.3	INSTRUMENTOS DO MOTOR	249
13.2.4	INSTRUMENTOS DIVERSOS	249
13.3	SISTEMA DE RADIOCOMUNICAÇÃO E RADIOCOMUNICAÇÃO	250
13.3.1	INTRODUÇÃO	250
13.3.2	SISTEMA DE COMUNICAÇÃO HF	251
13.3.3	SISTEMA DE COMUNICAÇÃO VHF	251
13.3.4	SISTEMA ADF	252
13.3.5	SISTEMA DE NAVEGAÇÃO VOR	254
13.3.6	SISTEMA ILS	256
13.3.7	SISTEMA DME	258
13.3.8	SISTEMA TRANSPONDER	259
13.3.9	SISTEMA RADAR METEOROLÓGICO	260
13.4	SISTEMA ELÉTRICO	261
13.4.1	INTRODUÇÃO	261
13.4.2	O SISTEMA ELÉTRICO	261
13.5	SISTEMA HIDRÁULICO	263
13.5.1	INTRODUÇÃO	263
13.5.2	NOÇÕES SOBRE CIRCUITO HIDRÁULICO EM AVIÕES	263
13.6	SISTEMA DE AR CONDICIONADO	267
13.6.1	INTRODUÇÃO	267
13.6.2	AR CONDICIONADO UTILIZANDO CICLO A VAPOR	267
13.6.3	AR CONDICIONADO UTILIZANDO CICLO A AR ..	268
13.7	SISTEMA DE PRESSURIZAÇÃO	270
13.8	SISTEMA DE OXIGÊNIO	271
13.9	SISTEMA DE PROTEÇÃO CONTRA GELO E CHUVA	273
13.10	SISTEMA DE COMBUSTÍVEL	275
13.11	SISTEMA AUTOMÁTICO DE CONTROLE DE VÃO	276
14	DESENVOLVIMENTO DA TECNOLOGIA AERONÁUTICA	281
14.1	INTRODUÇÃO	281
14.2	MATERIAIS E ESTRUTURAS	281
14.3	PROPULSÃO	282
14.4	SISTEMAS	284
14.5	AERODINÂMICA	286
14.6	CONCLUSÃO	287
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	289



CAPITULO 1

Em 1670 o jesuíta italiano Francesco de Lana teve um balão de ar quente e, baseado no princípio da Arquimedes, escreveu sua idéia de um tipo de balão. Como mostra a figura 1.3, consistia de uma cesta de vime presa por 4 esferas ocas; uma vela de pano tinha a finalidade de facilitar seus movimentos. As bolas seriam feitas de metal leve e teriam todo o ar removido de seu interior. De Lana nada conhecia sobre a pressão atmosférica. Hoje sabemos que, mesmo na hipótese de ser possível construir tais esferas de paredes bem finas, elas seriam esfaceladas pela pressão do ar.

O padre Bartolomeu de Gusmão, brasileiro, em 1709 foi o primeiro a construir um aeróstato (veículo mais leve que o ar) que realmente vôou. Vendo que a fumaça subia rapidamente pelo fato do ar quente ser mais leve que o ar frio, aproveitou este princípio e construiu um balão de ar quente ao qual chamou "Passarola".

Setenta e quatro anos depois, tendo feito as mesmas observações que o padre Bartolomeu de Gusmão, dois franceses, os irmãos Joseph e Etienne Montgolfier, proprietários de uma fábrica de papel em Annonay, em 1783 construíram um grande balão de ar quente, o qual subiu aos céus carregando um ser humano a bordo de um cesto de vime preso ao balão (ver figura 1.4).



FIGURA 1.3 - Idealização do jesuíta Francisco de Lana.



FIGURA 1.4 - Balão do irmãos Montgolfier.

Com efeito, a ciência havia conseguido, 17 anos antes (1766), a descoberta de alguma coisa que teria podido fazer com que se alcançasse o mesmo resultado, quando o cientista inglês Henry Cavendish descobriu um gás. Tratava-se do hidrogênio e, com este nome, foi batizado pelo químico francês Lavoisier 24 anos depois.

O primeiro a utilizar o hidrogênio foi o físico francês Jacques Charles que somente em 1783, mesmo ano em que os irmãos Montgolfier voaram, encheu um balão de seda revestido de borracha e descobriu que este subia mais rapidamente que os outros balões.

O primeiro passo realmente técnico ocorreu na Inglaterra com os trabalhos de Sir Jorge Cayley (1773-1857), na época da

Revolução Industrial. Cayley dedicou a maior parte de sua vida ao estudo dos princípios do voo, adotando um enfoque científico. Durante o ano de 1804, fez experiências práticas construindo um molinete com o qual pôde estudar e comparar os esforços gerados sobre planos inclinados imersos num fluxo de ar. Neste mesmo ano escreveu e publicou o livro "Tratado do Princípios Mecânicos de Navegação Aérea". Descobriu que a resistência do ar sobre um corpo cresce com o quadrado da sua velocidade e escreveu, em 1810, sobre suas experiências no *Nilcholson's Journal of Philosophy*, onde expôs sua idéia de que uma máquina provida com superfícies adequadas, que fosse impelida por um motor com energia suficiente para vencer a resistência do ar e que, ao mesmo tempo, fosse suficientemente leve para uso prático, tal aparelho poderia voar. Esta provavelmente tenha sido a primeira descrição de um avião de asa fixa e motor a hélice, libertando-se da idéia do voo ornitológico.

Cayley conseguiu realizar alguns vôos controlados com modelos de planadores providos com superfícies móveis colocadas na cauda dos aparelhos. Em 1853, ao final de sua vida, projetou e construiu um planador em tamanho natural (ver figura 1.5) capaz de sustentar o peso de um homem. Conseguiu que seu cocheiro tentasse o vôo. Foi um erro, embora o assustado criado voasse no aparelho até uma distância de 397 metros, segundo Cayley, não conseguiu compreender como mudar a posição de seu corpo para atingir o controle apropriado. A aeronave "caiu com um estrondo". O cocheiro, o primeiro homem a voar com asas, não se machucou, mas ficou tão atemorizado que ameaçou abandonar seu patrão se ele tentasse fazê-lo voar novamente.

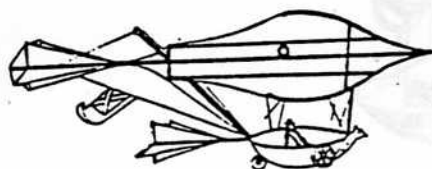


FIGURA 1.5 - Planador construído por Cayley.

As idéias e as teorias de Cayley eram tão corretas que se tornaram a base para o estudo de muitos dos futuros pioneiros da aviação.

O trabalho de Sir Cayley foi continuado, em torno de 1840, por outro inglês, William Samuel Henson, cujas idéias eram ao mesmo tempo corretas e práticas.

Percebendo logo que o principal empecilho ao voo mecânico ainda era a falta de um mecanismo leve e, também poderoso, Henson resolveu assumir a tarefa de criar ele próprio um modelo nessas condições. Em 1842, patenteou os planos do primeiro avião com motor, hélice e asas fixas. Embora o modelo que construiu fosse surpreendentemente semelhante aos aviões de hoje em dia, como pode-se observar na figura 1.6, ele não foi bem sucedido.

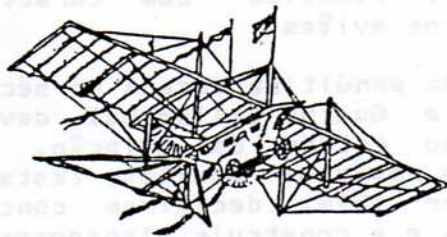


FIGURA 1.6 - O avião de Henson.

Henson associou-se com seu amigo John Stringfellow e continuaram a estudar, construir e experimentar modelos, mas não conseguiram resultados satisfatórios. Henson ficou então desencorajado e desistiu de fazer outras experiências, mas Stringfellow continuou sozinho. Em 1848 construiu um pequeno modelo, propelido por um pequeno motor a vapor, o qual foi lançado com sucesso, mas conseguiu ficar no ar muito pouco tempo.

Para ilustrar o real entrave ao desenvolvimento da aviação causado pela não disponibilidade de um motor conveniente, muitos tentaram durante muito tempo controlar o movimento de balões utilizando superfícies de controle e hélices movidas por motores para propulsionar a nave e vencer a força dos ventos. Tais balões são denominados dirigíveis. Em 1852, Henri Giffard, um engenheiro francês, foi o primeiro homem a combinar com êxito um motor a vapor de potência suficiente e relativamente leve, inventado por ele mesmo, com um balão de forma de charuto ao invés de bola, como ilustrado na figura 1.7. Isto permitia ao dirigível de Giffard mover-se mais facilmente no ar. Em 24 de setembro, Giffard voadu 27 Km pelos arredores de Paris. Usando um leme de direção, podia desviar-se, mas faltava potência ao motor para fazer a volta completa e voltar ao ponto de partida.

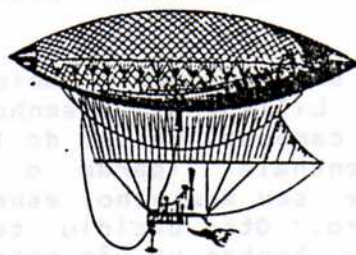


FIGURA 1.7 - O dirigível de Henri Giffard.

O motor continuava a ser o maior problema dos primeiros pioneiros mas, embora a possibilidade do voo humano já tivesse sido provada acima de quaisquer dúvidas, os melhores métodos de atingir o controle e a estabilidade ainda eram virtualmente desconhecidos. Por volta de 1871 um francês chamado Alphonse Pénaud começou a meditar sobre os problemas do voo. Depois de estudar tudo o que pôde descobrir sobre as

experiências de seus predecessores, Pénaud raciocinou que a diferença entre fracasso e sucesso frequentemente dependia da estabilidade e do controle. A partir daí, desenvolve modelos feitos de madeira e elástico com características de estabilidade dos futuros aviões.

Por volta do final da penúltima década do século XIX, dois irmãos alemães, Otto e Gustav Lilienthal, devotaram grande parte de seu tempo ao estudo da aviação. Estudaram os pássaros e desenharam pequenos modelos, testando um após outro. Então, lá por 1890, decidiram concentrar-se em modelos com asas fixas e a construir planadores. Construíram e voaram em uma dúzia ou mais deles, alguns monoplanos e outros biplanos. Um desses planadores é apresentado na figura 1.8. Ao todo, eles realizaram mais de 2000 vôos em planadores, todos bem sucedidos, e cobriram distâncias de até 396 metros.

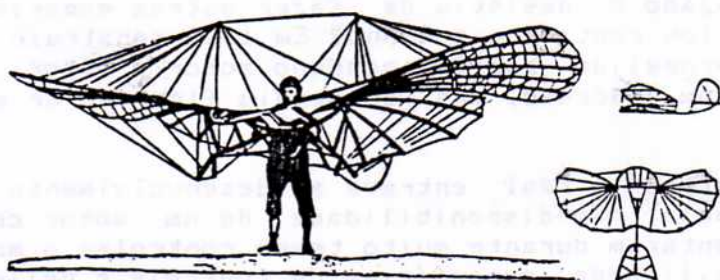


FIGURA 1.8 - Um dos planadores construídos pelos Lilienthal.

Em 1896, os Lilienthals sentiram que tinham atingido o limite no que se referia a planadores, e que o próximo passo lógico era acrescentar energia à máquina. Conquanto um motor a gasolina muito prático tivesse sido construído na França por Étienne Lenoir, alguns anos antes, ainda era muito pesado e pouco seguro, além de gerar uma energia insuficiente para o seu emprego na aviação. Apesar dos motores a vapor serem mais leves e mais potentes do que no passado, ainda assim eram muito pesados, devido às caldeiras.

A outra alternativa era descobrir meios diferentes de energia, e assim Otto Lilienthal desenhou um motor que operava com dióxido de carbono. Em vez de ligar uma hélice a sua máquina, os Lilienthals ligaram o motor às pontas giratórias das asas de seu aparelho, esperando realizar um vôo do tipo ornitóptero. Otto decidiu testar sua criação como planador antes de tentar um vôo motorizado. Durante o primeiro teste em 9 de agosto de 1896, ele perdeu o controle do aparelho a uma altitude de cerca de 16 metros e feriu-se fatalmente na queda.

Os Lilienthals estiveram perto, bem perto. Voaram mais vezes e tiveram maiores sucessos do que qualquer outro antes deles, mas não conseguiram atingir o controle durante o vôo, exceto através do método de transladar o peso de seu corpo em relação à estrutura do aparelho.

Ainda por esta época, alguns tentaram construir máquinas voadoras utilizando como fonte de energia motores a vapor. Em 1893, o inglês Hiran Maxim, por exemplo, construiu um imenso biplano dotado de um incrível motor a vapor de 360 cavalos e 750 Kg de peso. Este aparelho não conseguiu levantar vôo, destruindo-se na primeira tentativa.

O americano Samuel Langley, em 1896, construiu e experimentou com sucesso um aeromodelo, o qual denominou "Aeródromo" e que vôou, perfeitamente estável, mais de 800 metros de distância durante um minuto e meio. Construiu então um modelo em escala maior, "capaz" de sustentar o peso de um homem e propulsionado por um motor a gasolina de 50 Hp e 85 Kg. Um piloto tentou voar no aparelho nos dias 7 de outubro e 8 de dezembro de 1903. Em ambas as ocasiões, este foi lançado ao ar através de um sistema de catapulta instalado em um barco no rio Potomac e, nas duas vezes, caiu na água. Este modelo é apresentado na figura 1.9.

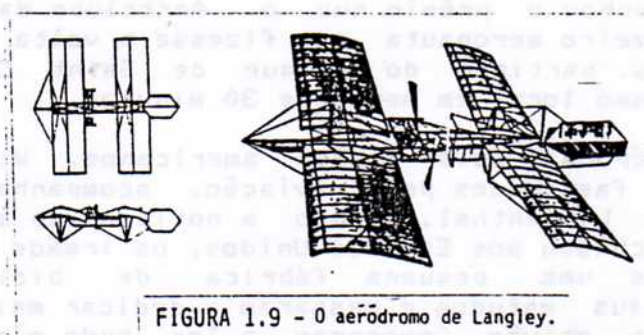


FIGURA 1.9 - O aeródromo de Langley.

Clement Ader, francês, também construiu aeroplanos movidos por motores a vapor. Embora exista certas dúvidas, em 1897, conseguiu voar setenta metros tripulando o "Avion III", mostrado na figura 1.10. Este aparelho movido por dois motores a vapor, cada um deles com potencial de 20 cavalos e cada um movendo uma hélice de 4 lâminas, se destruiu ao tocar o solo depois do vôo.

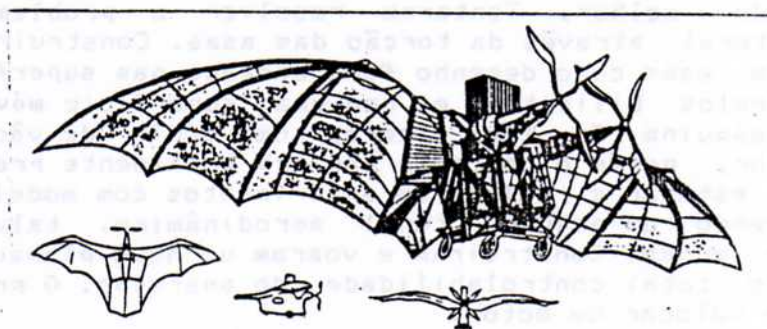


FIGURA 1.10 - O AVION III de Clemente Ader.

O brasileiro Alberto Santos Dumont, que residia na França, interessou-se pela aeronáutica desde sua chegada àquele país, em 1891. A partir de 1898, iniciou experiências com dirigíveis dotados com motor à gasolina de 4 tempos em balão,

de hidrogênio e introduziu algumas inovações aperfeiçoando o controle longitudinal com pesos deslizantes, conseguindo assim a dirigibilidade total.

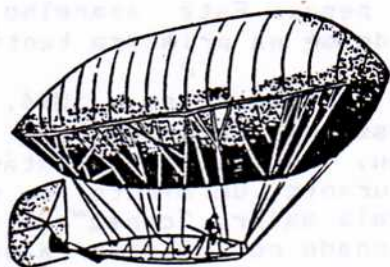


FIGURA 1.11 - O balão nº 6 de Alberto Santos Dumont.

Em 1901, pilotando o balão número 6 de sua concepção (ver figura 1.11), ganhou o prêmio que o Aeroclub de França oferecia ao primeiro aeronauta que fizesse a volta à Torre Eiffel, em Paris, partindo do Bosque de Saint Cloud e retornasse ao mesmo local em menos de 30 minutos.

Por essa mesma época, dois irmãos americanos, Wilbur e Orville Wright, fascinados pela aviação, acompanhavam as experiências dos Lilienthal. Quando a notícia da morte de Otto Lilienthal chegou aos Estados Unidos, os irmãos Wright, então donos de uma pequena fábrica de bicicletas, intensificaram seus estudos e passaram a dedicar mais tempo e dinheiro à sua paixão. Começaram a ler tudo o que lhes caía nas mãos sobre as experiências de outros homens que haviam tentado resolver os mistérios do voo. Continuaram seus estudos durante quase 4 anos antes de tentar qualquer trabalho prático. Sabiam que a dificuldade não estava em construir um planador que fosse capaz de um voo reto, mas sim em encontrar uma maneira de controlá-lo no ar. Os Lilienthal e outros homens haviam tentado guiar seus aparelhos dirigindo o peso de seus corpos ora para frente, ora para trás, ou de um lado para o outro. Este sistema não pareceu muito bom para Wilbur e Orville. Tinham de encontrar outro método melhor. Tentaram resolver o problema do controle lateral através da torção das asas. Construíram um planador com asas cujo desenho fora baseado nas superfícies utilizadas pelos Lilienthal e com uma superfície móvel à frente da máquina. Em 1901 fizeram uma série de vôos com esse planador, porém o controle não era totalmente preciso. Voltaram a estudar e realizaram experimentos com modelos de asas utilizando um pequeno túnel aerodinâmico, talvez o primeiro do mundo. Construíram e voaram um novo planador em 1902 obtendo total controlabilidade do aparelho. O próximo passo seria colocar um motor.

Desenvolveram um motor, hélices e construíram um aparelho baseado em seus bem sucedidos planadores anteriores. Com um peso total de 340 quilos, incluindo o piloto, o aparelho tornou-se pesado demais para ser elevado aos ares como eles haviam feito com os planadores e assim decidiram usar um sistema de catapulta. No dia 17 de dezembro de 1903 realizaram 4 vôos alcançando no último 193 metros de

distância e durou 59 segundos, sob o olhar de 5 testemunhas. Esta máquina é ilustrada na figura 1.12.

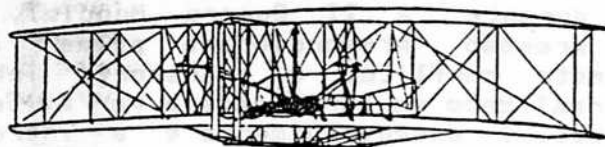


FIGURA 1.12 - O aparelho dos irmãos Wright.

A partir de 1903, estimulado por seus sucessos com dirigíveis, Santos Dumont passou a dedicar-se ao estudo do vôo de um aparelho mais pesado do que o ar. Construiu seu primeiro aparelho motorizado em 1905, mas este recusou-se a voar. No ano seguinte, fez algumas alterações em sua máquina e também acrescentou ao aparelho um motor mais possante. Durante as primeiras experiências públicas com o estranho biplano de cauda na frente, no campo de vôo de Bagatelle, perto de Paris, a 13 de setembro de 1906, ele levantou vôo sozinho e voou cerca de 8 metros. A 23 de outubro, perante a Comissão Técnica do Aeroclub de França, realizou seu primeiro vôo oficial com o aparelho, o qual chamou 14-Bis (ver figura 1.13), percorrendo a distância de 220 metros em 12 segundos, 6 metros acima do solo. Era a primeira vez que, perante testemunhas, um homem fazia erguer-se do solo e voar por seus próprios meios um aparelho mais pesado do que o ar.



FIGURA 1.13 - O 14-Bis de Alberto Santos Dumont.

Embora os E.U.A. tenham reivindicado como primeiro vôo mecânico aquele realizado pelos irmãos Wright em 17 de dezembro de 1903, seus primeiros vôos oficiais só ocorreram em 1908. Até então suas tentativas só haviam sido presenciadas por testemunhas ocasionais, obtendo muito pouca repercussão. Outro argumento contra os Wright, é que eles eram forçados a se utilizar de um sistema de catapulta para erguer sua máquina no ar e ainda usavam esse sistema em 1909.

A partir do vôo de 23 de Outubro de 1906, o avião deixava de ser um sonho inalcançável e passava a ser encarado como uma realidade factual. Então, imensos interesses começaram a surgir por toda a parte em torno das possibilidades pacíficas e militares das novas máquinas. Empresas e

institutos de pesquisa começaram a se formar, inumeros trabalhos e estudos passaram a ser efetuados, e o universo aeronáutico começou a se expandir e a se desenvolver rapidamente.

O advento das duas grandes guerras mundiais acelerou bruscamente o processo de desenvolvimento aeronáutico, principalmente durante a II Guerra Mundial, devido a extraordinária pressão proporcionada pelas implicações tecnológicas neste conflito. O transporte internacional começou a ser realizado em larga escala por aviões cada vez maiores e velozes. O desenvolvimento e a introdução dos motores a jato deram grande impulso a aviação como meio de transporte e proporcionou ao homem ultrapassar a barreira do som.

O progresso da micro-eletrônica, o surgimento e conseqüente proliferação dos sofisticados computadores, a evolução das técnicas de produção e novos materiais, inclusive os desenvolvimentos tecnológicos advindos da corrida espacial, tudo isso, incorporado na concepção dos atuais aviões, transformaram estas máquinas num meio de transporte seguro e altamente sofisticado. Hoje o avião é parte integrante da vida cotidiana do homem, auxiliando-o nos mais diversos setores e sendo um importante instrumento de integração das várias regiões do globo.

1.2 PARTES COMPONENTES DO AVIÃO

A figura 1.14 abaixo, mostra um avião Tucano. Nele podemos observar as seguintes partes componentes:

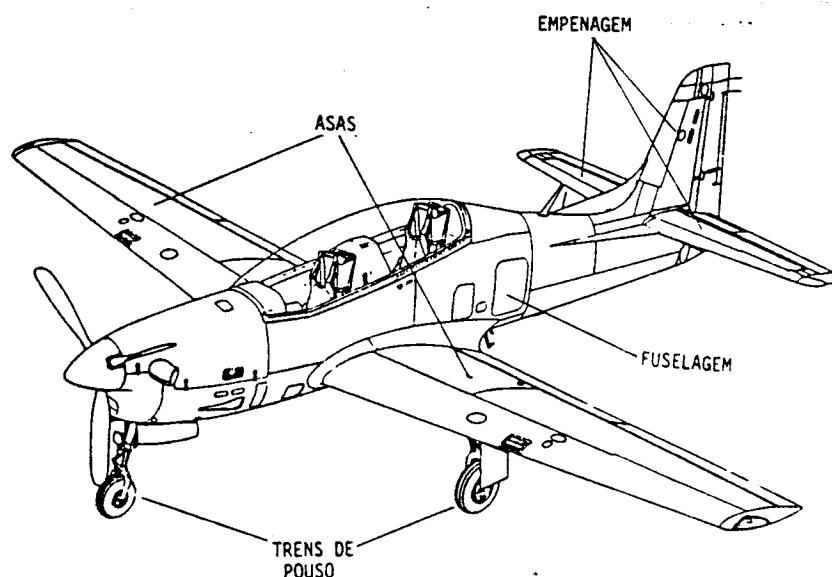


FIGURA 1.14 - Partes componentes de um avião.

1.2.1 ASAS

As asas têm a finalidade de produzir a sustentação necessária ao voo. A sustentação é a força que equilibra o peso do avião completo. Geralmente aloja no seu interior os tanques de combustível e o trem de pouso. Pode também ser o ponto de fixação do grupo moto-propulsor, como no caso mostrado na figura 1.15.

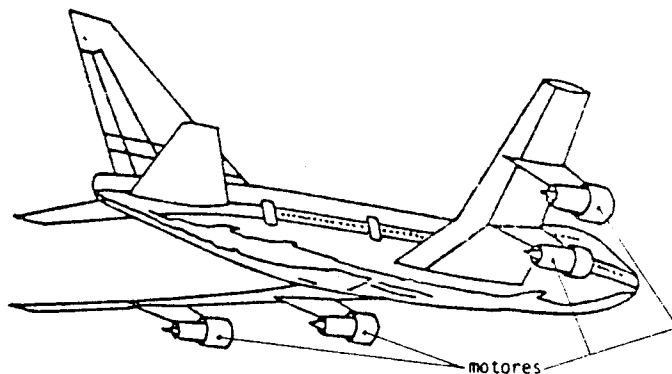


FIGURA 1.15 - Avião com motores fixados nas asas.

1.2.2 FUSELAGEM

A fuselagem é a parte fundamental da estrutura do avião, a espinha dorsal de todo o conjunto da aeronave, onde estão fixadas as asas e a empenagem. Ela aloja os tripulantes, passageiros e carga; contém ainda os sistemas do avião e, em muitos casos, o trem de pouso, o motor, etc.

1.2.3 GRUPO MOTO PROPULSOR

É o sistema responsável pela geração de tração, força que provoca o movimento do avião no ar. A figura 1.16 ilustra a fuselagem do avião Tucano em corte.

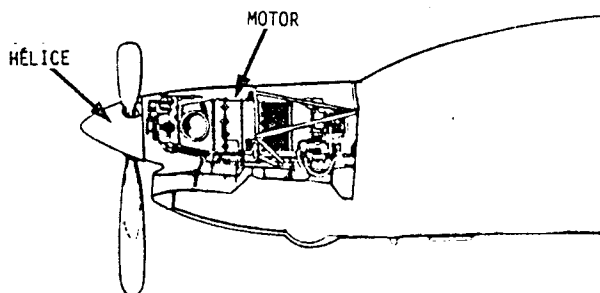


FIGURA 1.16 - Grupo moto propulsor.

1.2.4 EMPENAGEM

A empenagem tem a função de estabilizar o avião, evitando que ele se desvie da direção de voo. Geralmente a empenagem compreende as seguintes partes (ver figura 1.17):

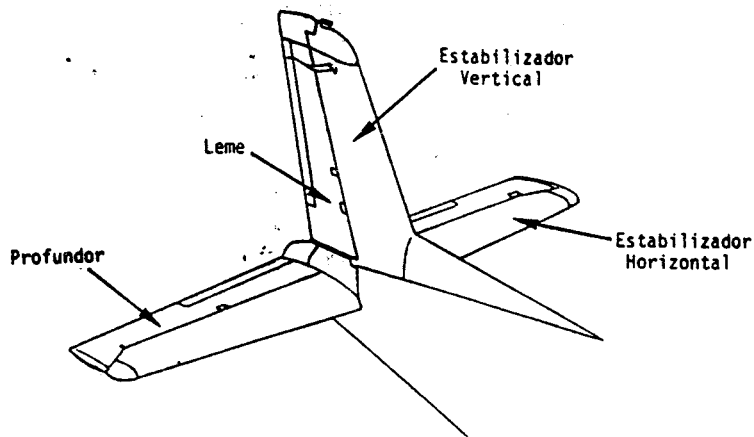


FIGURA 1.17 - Empenagem.

a) SUPERFÍCIE HORIZONTAL

Ela é constituída pelo estabilizador horizontal e o profundor. Ela se opõe à tendência de abaixar o nariz ou levantar a cauda.

b) SUPERFÍCIE VERTICAL

Ela é constituída pelo estabilizador vertical e o leme de direção. Ela se opõe à tendência de desviar para a direita ou esquerda.

1.2.5 SUPERFÍCIES DE CONTROLE

As superfícies de controle são partes móveis geralmente fixadas às asas e estabilizadores, com a finalidade de controlar o voo do avião. Existem dois tipos básicos de superfícies de controle (ver figura 1.18):

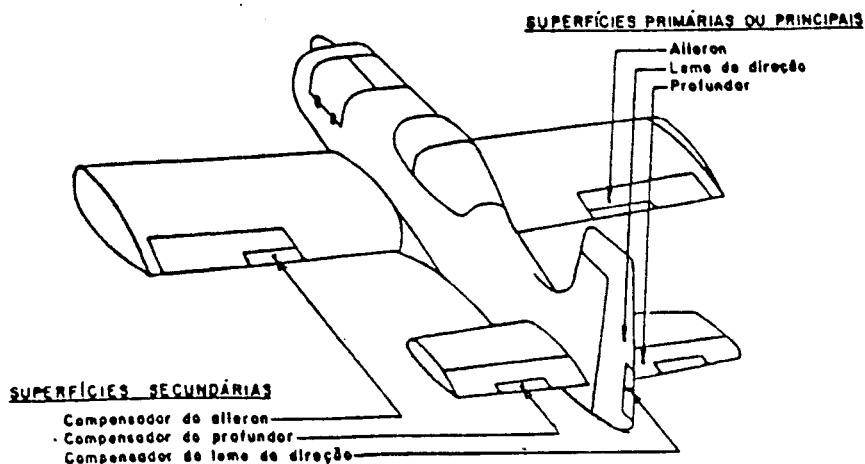


FIGURA 1.18 - Superfícies de controle.

a) **SUPERFÍCIES PRIMÁRIAS OU PRINCIPAIS**

São responsáveis pelo controle efetivo do avião. São elas:

- **Ailerons:** são os dispositivos de controle para levantar uma asa e baixar a outra.
- **Leme de Direção:** é o dispositivo de controle que permite que o nariz do avião seja virado para esquerda ou direita.
- **Profundor:** é o dispositivo de controle que permite que o nariz do avião seja virado para cima ou para baixo.

b) **SUPERFÍCIES SECUNDÁRIAS**

São pequenas superfícies móveis fixadas nas superfícies de controle principais e que têm a finalidade de tirar tendências indesejáveis de voo, compensar o avião em diferentes altitudes de voo e/ou reduzir a pressão nos comandos. São elas:

- Compensadores dos ailerons,
- Compensador do leme de direção e
- Compensador do profundor.

1.2.6 DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES

São dispositivos que são basicamente empregados nas operações de pouso e decolagem para permitir o avião voar com menor velocidade aumentando a força de sustentação das asas. São eles (ver figura 1.19):

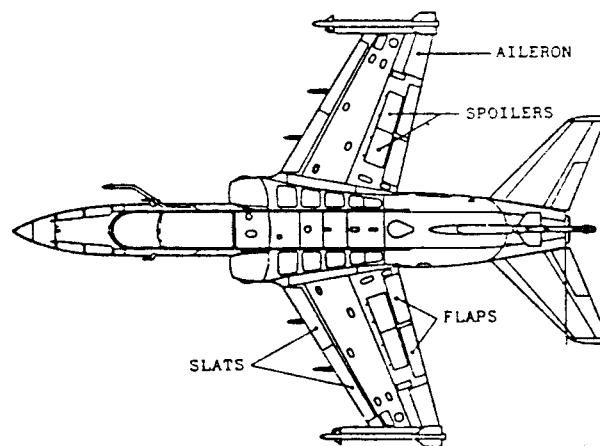


FIGURA 1.19 - Dispositivos hipersustentadores e spoilers.

- **Flaps:** encontram-se fixadas na parte posterior das asas próximas a fuselagem;
- **Slots:** encontram-se fixadas na parte anterior das asas. A maioria dos aviões comerciais usam slots móveis, os quais recebem o nome de slats.

1.2.7 TREM DE POUSO

O trem de pouso é a parte do avião que o sustenta e possibilita a locomoção deste sobre o solo (ver figura 1.20). Ele é altamente solicitado durante as aterrissagens, pois é responsável pelo amortecimento do choque do avião com o solo.

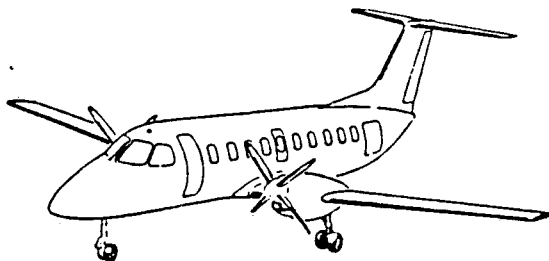


FIGURA 1.20 - Trem de pouso.

1.3 A FUNÇÃO DO AVIÃO

Os aviões são fabricados para realizarem determinadas tarefas específicas. Existem aviões para treinamento de pilotos; aviões para transporte de passageiros e carga; aviões para fins militares; aviões para lazer; etc. Para cada função específica cada aeronave deve apresentar, correspondentemente, uma configuração apropriada e deve satisfazer certas exigências de operação para cumprir a função para a qual foi projetada.

A seguir damos em linhas gerais a sequência de operações de um voo típico de uma aeronave comercial:

a) CARREGAMENTO DO AVIÃO

O avião, antes de levantar voo, recebe o embarque de passageiros e/ou carga, enquanto é abastecido com quantidade de combustível suficiente para conseguir atingir o seu destino e mais uma quantidade adicional de modo a suprir eventuais mudanças de rota ou problemas durante o voo. A quantidade de combustível é calculada de modo a possibilitar o transporte de máxima quantidade de carga e número de passageiros sem afetar a segurança do voo.

b) PARTIDA DO MOTOR

Após o avião ter sido abastecido e carregado, realiza-se a partida dos motores.

c) TAXI

O avião com os motores em funcionamento, desloca-se do pátio de embarque em direção à cabeceira da pista para esperar, por parte do controle de tráfego aéreo, a liberação para decolagem.

d) PREPARAÇÃO PARA DECOLAGEM

Na cabeceira da pista, enquanto espera a liberação, a aeronave é configurada para a decolagem baixando os flaps e os slats de modo a proporcionar a subida do avião em baixa velocidade.

e) DECOLAGEM

Após a liberação, o piloto dá toda potência nos motores e a aeronave corre pela pista até a velocidade ideal, na qual ela levanta o nariz e sai do chão. A operação dos motores em toda potência não deve exceder cinco minutos, com o risco de danificar os mesmos. Logo em seguida, o trem de pouso é recolhido para diminuir a resistência do ar.

f) VÔO DE SUBIDA

Logo após a decolagem a aeronave realiza uma subida acentuada para afastar-se com segurança dos obstáculos do solo. Durante esta fase os flaps são recolhidos progressivamente. Ao alcançar uma altitude segura, a subida do avião continua, porém é menos acentuada, até a altitude de cruzeiro.

g) VÔO DE CRUZEIRO

Atingida a altitude de cruzeiro, o avião é ajustado para realizar um vôo nivelado (horizontal) seguindo a aerovia determinada para sua rota. As aerovias são como estradas aéreas determinando as rotas de maior tráfego. Estações de rádio espalhadas sobre a superfície da Terra funcionam como "faróis" emissores de sinais de rádio, os quais orientam as aeronaves nas aerovias. No vôo de cruzeiro a potência dos motores é ajustada de modo a proporcionar a velocidade ideal na qual se obtém o máximo alcance, isto é, a velocidade onde o consumo de combustível é bastante reduzido.

h) PREPARAÇÃO PARA POUSO

Quando a aeronave está próxima do seu destino, o piloto inicia os procedimentos de descida, os quais são monitorados e orientados pelo controle de tráfego aéreo até o instante do pouso. A potência dos motores é reduzida e a aeronave começa a realizar um vôo descendente em direção ao aeroporto de destino. Ao ser informado pela torre de controle, em qual pista está autorizado a pousar, o avião inicia a aproximação, a qual é efetuada visualmente ou auxiliada, em caso de condições meteorológicas adversas, através de um sistema automático chamado ILS (Instrument Landing System) e que orienta o avião até a pista. Os flaps são baixados progressivamente a medida em que a potência dos motores é diminuída. Perto da pista, a uma velocidade adequada, o trem de pouso é baixado e a potência dos motores é cortada.

i) POUSO

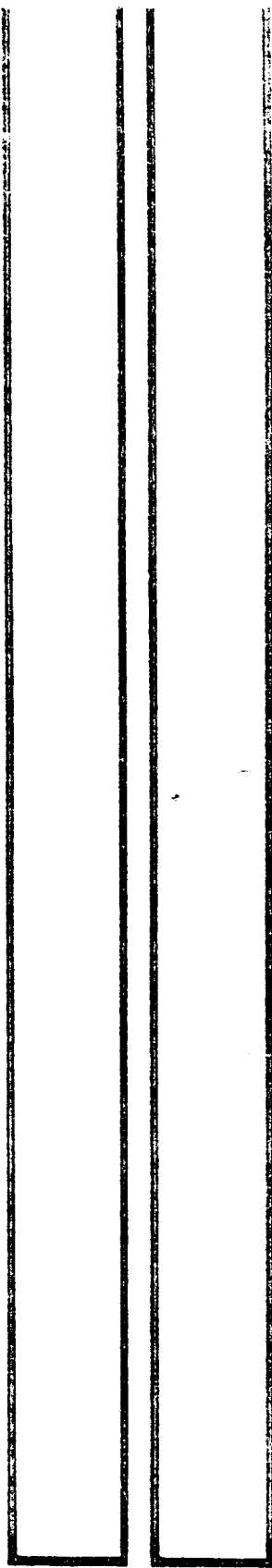
Toda configurada para o pouso e orientada pelo ILS, a aeronave desce lentamente sobre a pista. Após o pouso os spoilers são acionados, o avião perde sustentação, os freios são acionados e é dada reversão nos motores para auxiliar a frenagem.

J) TAXI

Finda a aterrissagem, a aeronave desloca-se da pista em direção ao terminal de desembarque ou pátio de estacionamento.

K) DESCARREGAMENTO DO AVIÃO

Com a aeronave estacionada no terminal de desembarque a ela reservado, inicia-se a operação de desembarque dos passageiros e o descarregamento da carga transportada.



CAPITULO 2

2 ATMOSFERA O MEIO VITAL DO AVIÃO

2.1 INTRODUÇÃO

A atmosfera é a camada de gases, que envolve a Terra é o meio dentro do qual o avião se locomove. A meteorologia é a ciência ou ramo da Física, que estuda a atmosfera e seus fenômenos.

O conhecimento das características da atmosfera, bem como das condições meteorológicas, as quais o avião poderá estar sujeito, é de primordial importância tanto por parte do projetista do avião, como do piloto:

- por parte do projetista, para a concepção de uma aeronave eficiente e segura;
- por parte do piloto, que deverá saber como enfrentar o tempo que vai encontrar e, também, como evitar os fenômenos meteorológicos que podem por em perigo a segurança do voo.

2.2 COMPOSIÇÃO DA ATMOSFERA

A atmosfera é a camada de gases que envolve a Terra. Embora extremamente leve, o ar tem peso e é altamente elástico e compressível. Ele é uma mistura de gases. Um dado volume de ar puro e seco contém aproximadamente:

- 78% de Nitrogênio;
- 21% de Oxigênio; e
- 1% de uma mistura de outros 15 gases tais como o Argônio, Dióxido de Carbono, Amônia, Hélio, etc.

A proporção é aproximadamente a mesma em todas as partes do globo terrestre até aproximadamente a altitude 90 Km. Daí para cima, a composição muda, havendo a predominância de gases leves: Hélio, Nitrogênio, Hidrogênio, etc.

O ar também contém vapor d'água cuja quantidade varia de 0% a 5% do volume total do ar. O vapor d'água (por estudos realizados) atua como um gás independente misturado com o ar.

A atmosfera, ainda que aparentemente clara, contém uma enorme quantidade de impurezas, tais como partículas de poeira. Quando estas partículas são relativamente numerosas, elas aparecem como névoa e reduzem a visibilidade.

2.3 CAMADAS DA ATMOSFERA

Na sua extensão vertical, a atmosfera pode ser dividida em 4 camadas: a saber (ver figura 2.1), tendo cada uma certas propriedades e características:

- Troposfera (de 0 Km à 11 Km ou 20 Km);
- Estratosfera (de 11 Km ou 20 Km à 50 Km);
- Ionosfera (de 50 Km à 500 Km) e
- Exosfera (acima de 500 Km).

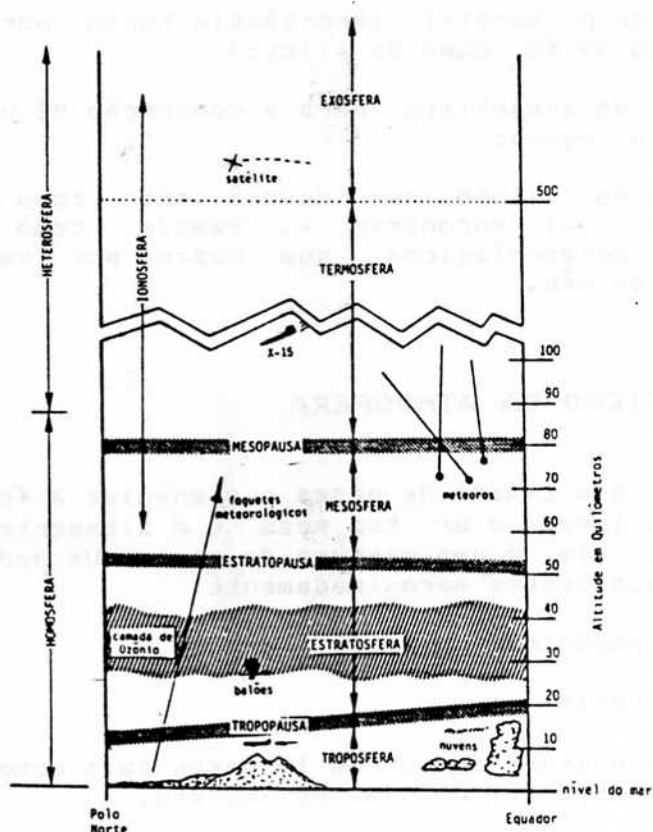


FIGURA 2.1 - As camadas da Atmosfera.

2.3.1 TROPOSFERA

A troposfera é a região da atmosfera mais importante para a aeronáutica, uma vez que a maioria dos aviões voa dentro de seus limites. É onde se dão os fenômenos meteorológicos comuns, tais como a formação de nuvens, chuvas, nevoeiros, etc; e é caracterizada pelas condições de turbulência que geralmente prevalecem.

A altura da troposfera varia de aproximadamente 10 Km nos polos a aproximadamente 20 Km no equador. A troposfera é mais alta no verão do que no inverno, bem como sobre áreas de alta pressão do que sobre de baixa pressão.

Dentro desta camada, a temperatura normalmente decresce com o aumento da altitude.

2.3.2 ESTRATOSFERA

A estratosfera estende-se desde o limite superior da troposfera, a tropopausa, até aproximadamente 50 Km acima da superfície da Terra. Embora sejam encontrados ventos com altas velocidades na estratosfera, esta camada é caracterizada por apresentar condições uniformes, não turbulentas. É onde se encontra a camada de ozônio, que absorve a radiação ultra-violeta do sol, sem a qual a vida neste planeta não seria possível.

2.3.3 IONOSFERA

A ionosfera, a qual é separada da estratosfera pela estratopausa, basicamente é caracterizada pela presença de camadas de gases ionizados e elétrons livres. Ela é a camada onde se dão com maior frequência os fenômenos luminosos ou eletro-magnéticos, tais como as auroras boreais.

Para efeito de estudos a ionosfera costuma ser dividida em duas sub-camadas:

a) MESOSFERA

Acima da estratosfera está uma camada turbulenta chamada mesosfera, na qual a temperatura cai rapidamente com a altitude. Ela alcança um valor mínimo médio de $-92,5^{\circ}\text{C}$ no seu limite superior a 80 quilômetros de altitude. A camada superior da mesosfera é chamada mesopausa.

b) TERMOSFERA

Estende-se desde o limite superior da mesosfera, a mesopausa, até aproximadamente 500 Km acima da superfície da Terra. A temperatura aumenta assustadoramente, chegando a atingir 1000°C em sua parte mais alta. No entanto, em consequência da baixíssima densidade do ar, como se verá mais adiante, essa temperatura não é medida pelos conceitos comuns: corresponde ao calor necessário, tendo como base as condições do ar ao nível do mar, para que as moléculas possuam a mesma energia cinética. Neste camada existem ventos de até 1000 Km/h.

2.3.4 EXOSFERA

A exosfera é a região mais externa da atmosfera e encontra-se acima de uma altitude de 500 Km. Nesta região a atmosfera é tão rarefeita que a resistência do ar ao movimento de um corpo é praticamente nula. Por esse motivo é nesta camada onde encontramos os satélites movendo-se em órbitas e sujeitos somente a ação da gravidade da Terra.

Existe uma outra divisão, baseada na composição do ar atmosférico, que define duas camadas:

- **Homosfera**

É a camada situada entre a superfície da Terra até a altitude de aproximadamente 90 Km, onde a composição do ar é praticamente constante e igual a já citada anteriormente.

- **Heterosfera**

É a camada que se estende acima de 90 Km de altitude e que caracteriza-se pela predominância de gases leves como Hélio, Nitrogênio e Hidrogênio.

É importante definirmos dois termos que serão utilizados logo a seguir: **ALTURA** e **ALTITUDE**. A **ALTURA** é a distância vertical de um ponto na atmosfera ao ponto do solo topográfico abaixo dele. A **ALTITUDE** é a distância vertical desse ponto na atmosfera ao nível médio do mar. A figura 2.2 mostra um esquema onde podemos observar estas duas altitudes para um dado avião em voo:

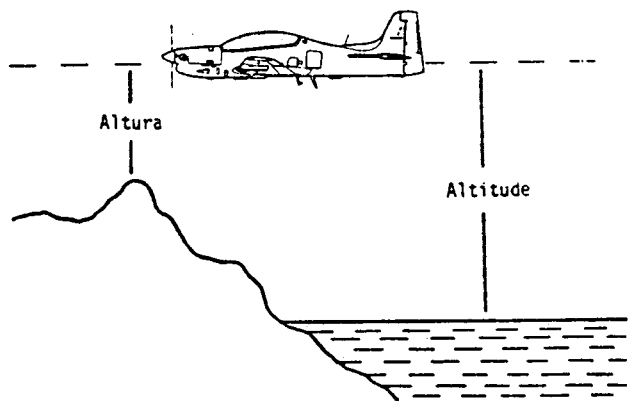


FIGURA 2.2 - Altura e altitude.

2.4 ATMOSFERA PADRÃO

Com o propósito de calibração de instrumentos, estudos de desempenho de aeronaves e foguetes, seus projetos e assim por diante, o conhecimento da distribuição vertical de parâmetros do ar tais como pressão, temperatura, densidade e velocidade do som, se torna necessário. Desde que as condições da atmosfera real nunca permanecem constantes em particular tempo ou lugar, um modelo da atmosfera deve ser empregado como uma aproximação. Este modelo é conhecido como **ATMOSFERA PADRÃO**.

A atmosfera padrão é uma convenção, ou, melhor dizendo, uma série de convenções. Existem atmosferas padrão para usos específicos, para regiões específicas, como a ISA, a da NASA, a da ICAO, a MIL, etc., e que se modificam com o tempo. Em termos de aviação civil e comercial, usa-se a ISA, International Standard Atmosphere.

Com o aumento do conhecimento da atmosfera real, existe também um aprimoramento da atmosfera padrão, razão pela qual se faz referência ao ano em que se estabeleceu, em convenção, a atmosfera referenciada e da qual se esteja utilizando os dados. A ISA de 1962 adota as seguintes aproximações:

- o ar é um gás seco;
- o ar é um gás perfeito;
- o ar está em repouso com relação a Terra;
- a aceleração da gravidade é constante em qualquer latitude e altitude e ao nível do mar seu valor é $g_0 = 9,807 \text{ m/s}^2$;
- a atmosfera padrão é uma aproximação simplificada dos valores médios das condições reais a 45° de latitude norte.

A seguir é mostrado como variam as condições de temperatura, pressão, densidade e velocidade do som com relação a altitude neste modelo (ver figura 2.3).

a) TEMPERATURA

A temperatura inicial do ar ao nível do mar é $T_0 = 15^\circ\text{C}$ e diminui com a altitude até a limite da troposfera, a 11.000 metros, seguindo uma variação linear dada pela fórmula:

$$T = 15 - 0,0065h ,$$

onde h é a altitude em metros.

De 11.000 a 20.000 metros, já na estratosfera, a temperatura é constante e igual a $-56,6^\circ\text{C}$. Daí até o limite máximo da estratosfera a temperatura passa a subir alcançando aproximadamente -3°C . Na mesosfera ela volta a cair novamente até cerca de -80°C no seu limite superior e daí para cima a temperatura sobe assustadoramente .

b) PRESSÃO

A pressão ao nível do mar a 15°C é $p_0 = 760 \text{ mmHg} = 101.325 \text{ N/m}^2$ e vai diminuindo rapidamente com o altitude, aproximadamente como a curva mostrada no gráfico da figura 2.3. Mais ou menos 3/4 da massa de ar estão na região da troposfera, e o restante daí para cima.

Como a pressão segue uma variação bem definida e bem comportada com relação a altitude, pode-se obter indiretamente a altitude de um ponto na atmosfera a partir da pressão local. Essa altitude é chamada **altitude pressão** e é medida através de um instrumento chamado altímetro barométrico.

c) DENSIDADE

A densidade do ar ao nível do mar é $\rho_0 = 1,225 \text{ Kg/m}^3$, e, semelhantemente, a curva de pressão diminui rapidamente com a altitude como mostrado na figura 2.3. Da mesma maneira como com relação a pressão, a altitude de um

ponto na atmosfera pode ser obtida, indiretamente, a partir da densidade do ar local. Esta altitude chama-se altitude densidade, porém não é utilizada na prática por ser de medida difícil.

d) VELOCIDADE DO SOM

A velocidade do som está intimamente relacionada com a temperatura do ar, logo ela segue uma variação que acompanha aproximadamente o perfil de temperatura com a altitude, como pode ser observado na figura 2.3. A velocidade do som ao nível do mar a 15°C é $a_0 = 340.294$ Km/h.

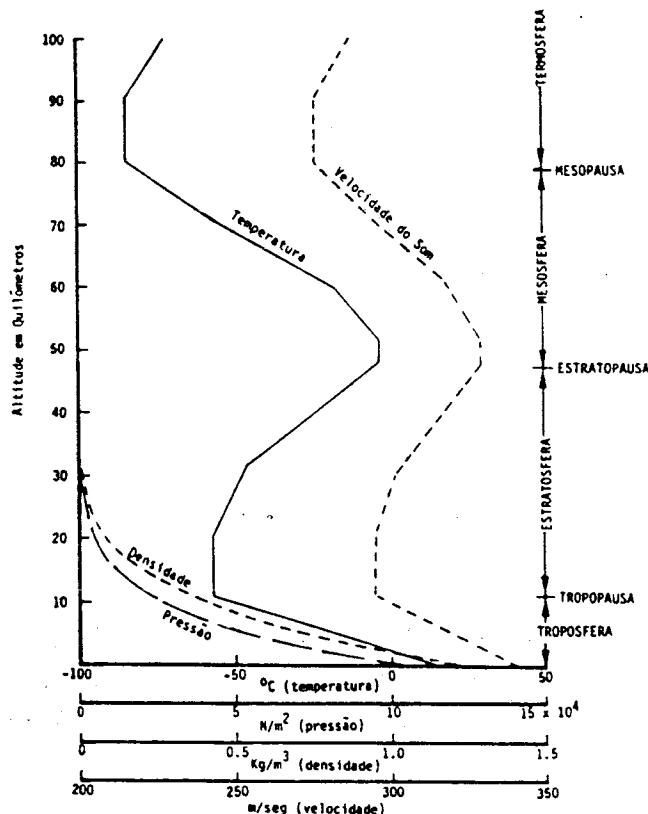


FIGURA 2.3 - Características da Atmosfera Padrão.

Podemos notar que as condições atmosféricas variam muito com a altitude e, portanto, a aeronave sofrerá a influência de tais variações. É importante ressaltar que estas variações restringem o campo de operação das aeronaves. Como se verá num capítulo mais adiante, a potência gerada pelo grupo moto-propulsor e as forças aerodinâmicas sobre a superfície do avião diminuem com o decréscimo da densidade, de tal modo que existe uma certa altitude acima da qual a aeronave não consegue voar.

A baixa pressão nas regiões mais altas da atmosfera dificulta a absorção de oxigênio pelo organismo humano, afetando profundamente as condições fisiológicas dos tripulantes e passageiros, e restringindo a altitude de voo. Este fator limitante é contornado pela pressurização da cabine, que possibilita o voo em altitudes mais elevadas. É

necessário também um sistema de ar condicionado para manter uma temperatura agradável no interior do avião, já que nas grandes altitudes a temperatura é muito baixa.

2.5 ATMOSFERA REAL

Seria conveniente que a atmosfera real correspondesse ao modelo da atmosfera padrão. Efeitos da rotação da Terra sobre seu eixo, a inclinação do seu eixo de rotação, sua movimentação anual em torno do sol, a não uniformidade do aquecimento da superfície terrestre e mesmo sua topografia irregular, são causas básicas das variações irregulares e geográficas nas condições gerais do clima sobre a Terra, provocando uma permanente agitação do ar atmosférico.

O calor irradiado pelo sol é, indiretamente, a força motivadora para todos os fenômenos climáticos sobre a Terra. A energia calorífica emitida pelo sol é chamado **radiação solar**. Dessa radiação, quando atinge as camadas da atmosfera, somente uma pequena parcela é absorvida pelo ar. A superfície da Terra recebendo a radiação solar, absorve grande parte desse energia, sendo ela então, por contato, facilmente absorvida pelo ar atmosférico. Isto é extremamente importante porque mostra que o aquecimento da atmosfera se faz, em sua maior parte, não pela absorção da radiação solar e sim por contato com a superfície terrestre aquecida por esta radiação.

O movimento de massas de ar são de grande interesse porque afetam o vôo dos aviões. Vamos a seguir estudar os movimentos principais característicos do ar atmosférico.

2.5.1 CORRENTE ASCENDENTE

A corrente ascendente, como o próprio nome diz, é o movimento de uma massa de ar de regiões inferiores para regiões superiores da atmosfera. Tal movimento é causado principalmente pelo aquecimento de massas de ar em contato com a superfície terrestre.

Como sabemos, uma massa de ar quente é menos densa que uma mais fria, logo ela tende a subir. Chamamos esse fenômeno de **convecção**.

Note que quando a massa de ar quente sobe, ela tende a criar uma região de baixa pressão próxima à superfície da Terra, a qual deverá ser ocupada por uma outra massa de ar que para lá se deslocará.

2.5.2 CORRENTE DESCENDENTE

A corrente descendente é o movimento de massas de ar de regiões superiores para regiões inferiores da atmosfera. Tal movimento é causado ou pela força de gravidade que atrai massas de ar mais frias e, portanto, mais pesadas para

baixo; e/ou devido a regiões de baixa pressão próximas a superfície da Terra.

2.5.3 VENTO

Vento é o nome que se dá ao movimento horizontal de massas de ar. É difícil distinguir entre causa e efeito do vento: pressão ou temperatura, por serem intimamente relacionadas. Como sabemos, o ar tende a se locomover de uma região de alta para outra de baixa pressão. Logo o vento ocorre porque existem diferenças de pressão sobre a superfície da Terra.

2.5.4 TURBULÊNCIA

Turbulência é o movimento desordenado do ar, onde a variação da direção ou da velocidade das massas de ar é rápida, ou ainda, onde as correntes ascendentes e descendentes se alteram rapidamente. Em qualquer desses casos, a amplitude existente entre as velocidades das massas de ar é grande.

Existem muitos fatores que causam a turbulência. Um deles, é a variação na composição da superfície terrestre que resulta em aquecimento não uniforme do ar próximo ao solo, causando correntes convectivas, que variam de intensidade ao longo de curtas distâncias e gerando turbulência.

Turbulência também é gerada quando camadas de ar se deslocando horizontalmente, próximas ao solo, encontram grandes obstáculos ou muitos obstáculos pequenos, devido a irregularidades topográficas, formando complicados emaranhados de redemoinhos.

A figura 2.4 apresenta alguns tipos de turbulência:

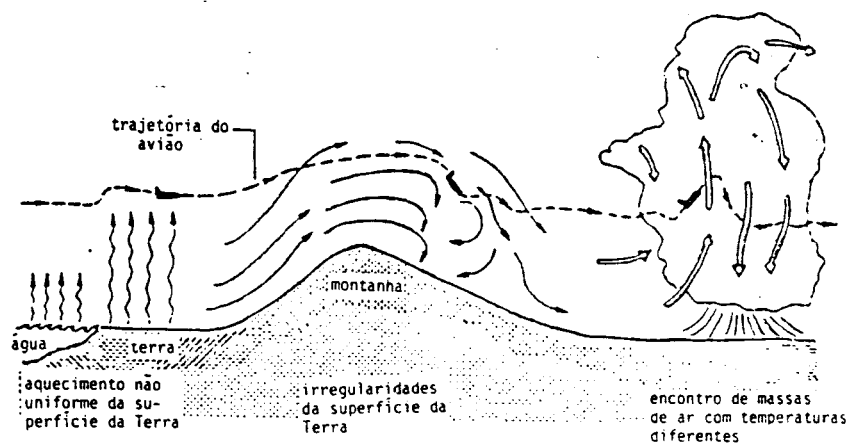


FIGURA 2.4 - Tipos de turbulência.

2.5.5 CIRCULAÇÃO GERAL

Se não houvesse desvios causados pela rotação da Terra e devido a irregularidades da sua superfície, o ar tenderia a se movimentar segundo a figura 2.5 abaixo, isto é, o ar mais

frio e mais denso das regiões polares tenderia a soprar diretamente para as regiões equatoriais. Isto ocorre porque o ar nas regiões equatoriais, aquece-se e tende a subir gerando um cinturão de baixa pressão no equador.

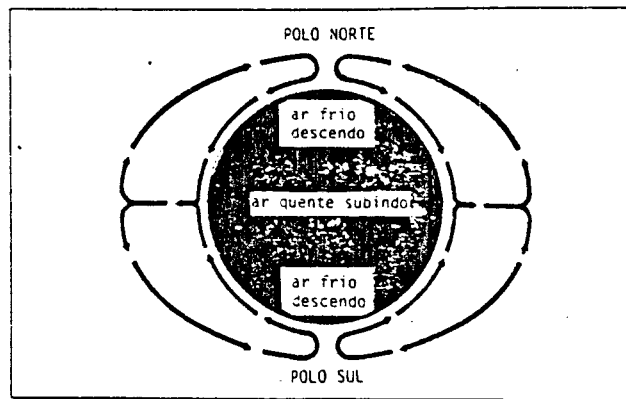


FIGURA 2.5 - Circulação Geral.

A maior densidade do ar frio faz com que ele se movimente das regiões polares para o equador nos níveis inferiores da atmosfera, ao mesmo tempo que o ar equatorial, mais leve, tende a se movimentar em sentido contrário nos níveis superiores.

2.5.6 FORÇA DE CORIOLIS

A força de Coriolis é uma força "aparente", originada pela rotação da Terra, a qual deflete o vento em direção a direita no hemisfério norte e em direção a esquerda no hemisfério sul (você sobre a superfície da Terra observando a deflexão do vento). Tal deflexão pode ser entendida através da seguinte comparação:

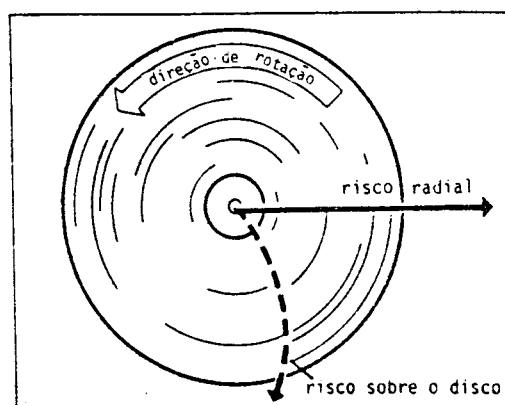


FIGURA 2.6 - Representação da força de Coriolis.

Com o auxílio de uma régua, se fizermos um risco radial sobre um disco em rotação, perceberemos que o risco não sairá reto, porém fará uma curva como indicado na figura 2.6.

2.6 NUVENS

Nuvens são depósitos de pequenas partículas de água, no estado líquido ou sólido, em suspensão na atmosfera, provenientes da condensação da humidade do ar. As nuvens são a expressão directa dos processos físicos que ocorrem na atmosfera. Elas estão relacionadas com as condições de visibilidade, formação de gelo e a sua forma pode auxiliar na interpretação das condições atmosféricas. Se o piloto souber identificar corretamente as nuvens, será capaz de evitar os tipos perigosos ao voo e avaliar as condições atmosféricas.

A fim de facilitar e proporcionar uma visualização mais consistente das nuvens, os modernos aviões possuem radares meteorológicos, os quais detectam as nuvens próximas e até informam a densidade delas por meio de cores na tela.

2.6.1 PROCESSO DE FORMAÇÃO DE NUVENS

O ar sempre retém uma quantidade relativa de vapor d'água, variando segundo o tempo e o lugar. No estado de vapor este se mantém invisível, só se tornando visível em estado líquido ou sólido. A quantidade de vapor d'água por unidade de volume que o ar pode reter, sem que haja condensação, depende da temperatura, e será tanto maior quanto maior for a temperatura deste ar. Quando o ar retém a quantidade máxima de vapor d'água, dizemos que ele atingiu o ponto de orvalho, tornando-se saturado, e, a partir daí, o vapor começa a se condensar.

Como já sabemos, o ar aquecido em contato com a superfície da Terra tende a se tornar mais leve que o meio ambiente e tenderá a subir. Com a subida, o ar se resfriará adiabaticamente (sem troca de calor) até que, atingindo a temperatura do seu ponto de orvalho, se tornará saturado. Na altura em que o ar atinge seu ponto de orvalho, a humidade se condensará, transformando-se em estado visível: as nuvens.

Existe outro processo de formação de nuvens que ocorre quando ventos fortes se locomovendo próximos à superfície da Terra, são obrigados a subir devido a obstáculos geográficos de grandes proporções, tais como cadeias de montanhas. Caso o ar tenha humidade suficiente, o resfriamento adiabático, que o mesmo sofrerá ao subir, irá formar as nuvens.

2.6.2 TIPOS DE NUVENS

As nuvens são divididas em 3 tipos básicos a saber: cirrus, stratus e cúmulus. Resultantes desses tipos básicos existem 10 espécies diferentes de nuvens, divididas segundo a altura de suas bases e seus processos de formação.

Interessa-nos conhecer somente os tipos básicos.

a) **CIRRUS**

Os cirrus são constituídos por cristais de gelo e atingem altitudes mais elevadas que os outros tipos de nuvens. Podem apresentar-se sob a forma de fibras delgadas ou filamentos, os quais podem ser sensivelmente retilíneos, encurvados irregularmente, ou parecendo filetes emaranhados. Se seus filamentos estão organizados de modo sistemático, tem ligação com mau tempo.

b) **STRATUS**

O stratus, geralmente, é constituído por gotículas de água muito pequenas. A temperaturas muito baixas, esta nuvem pode ser constituída por pequenas partículas de gelo. O stratus apresenta-se, na maioria das vezes, sob a forma de uma camada cinzenta, de aspecto turvo e muito uniforme, cuja base é suficientemente baixa para ocultar os cumes de colinas pequenas ou das construções elevadas. É a clássica nuvem do nevoeiro. As precipitações que provêm do stratus, quando alcançam o solo, se apresentam sob a forma de chuvisco, prismas de gelo ou grãos de neve.

c) **CÚMULUS**

Os cúmulus são constituídos, principalmente, por gotículas de água. São nuvens isoladas, de tamanho variável, geralmente densas e de contornos bem definidos; desenvolvendo-se verticalmente em forma de domos ou torres, e cuja parte superior, cheia de protuberâncias, assemelha-se, muitas vezes, a uma couve-flor. As partes destas nuvens iluminadas pelo sol, são de um branco brilhante; sua base, relativamente sombria, é sensivelmente horizontal. Os cúmulus estão, as vezes, dispostos em filas sensivelmente paralelas à direção do vento. Os de grande dimensão vertical podem dar lugar a precipitações; nas regiões tropicais, estas nuvens provocam, frequentemente, chuvas abundantes sob a forma de pancadas.

Quando a nuvem é de chuva, a palavra "Nimbus" é adicionada ao seu nome. Desta forma temos a nimbostratus e o cumulonimbus.

2.6.3 FORMAÇÃO DE GELO

Gelo se forma sobre as superfícies do avião, geralmente quando este atravessa uma nuvem cuja composição seja de gotas d'água em estado de sobrefusão, isto é, quando se mantêm em estado líquido com temperaturas abaixo do ponto de congelamento.

A formação de gelo sobre as superfícies de um avião é muito perigosa pelos seguintes motivos:

- a deposição de gelo modifica a forma do perfil das asas do avião, prejudicando o seu desempenho;
- o gelo pode entupir os orifícios das tomadas de pressão, prejudicando o funcionamento dos instrumentos ligados a estas tomadas;

- congelamento das superfícies de comando dificultando o seu movimento;
- a formação de gelo aumenta o peso da aeronave;
- o desprendimento de camadas de gelo formadas sobre a superfície do avião podem danificar os motores.

Por estes motivos, a maioria dos aviões são equipados com sistemas de degelo e anti-gelo para evitar sua formação. Os principais tipos de gelo que se formam são:

a) GELO VIDRADO

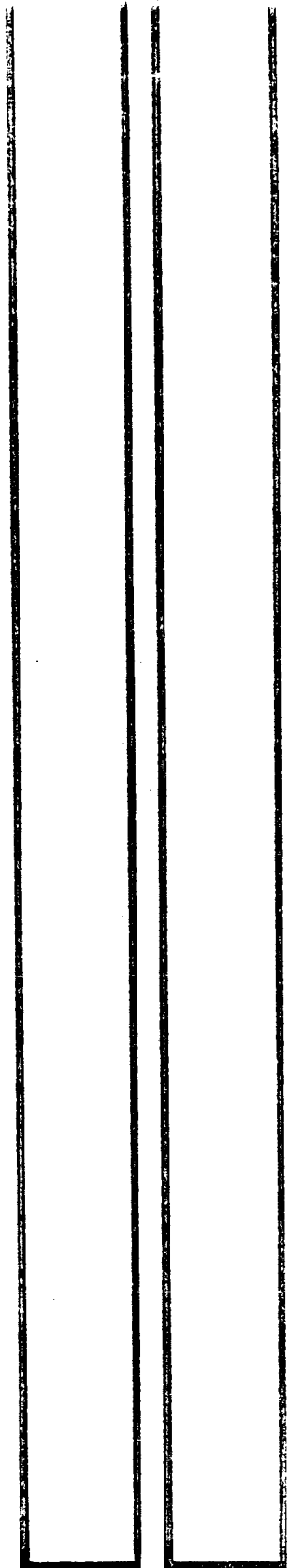
É o gelo com superfície polida, aparência vítrea e semi-transparente. Forma-se quando o avião atravessa uma nuvem com uma concentração de grandes gotas no estado de sobrefusão. Quanto mais densa for a nuvem de grandes gotas nessas condições térmicas, tanto mais provável é a formação de gelo vidrado e tanto mais rápido é o seu acúmulo sobre o avião. O gelo vidrado não modifica muito o perfil das asas dos aviões; apesar disto, é a forma mais perigosa, porque se acumula rapidamente e, sendo sólido, cola-se firmemente nas superfícies onde se forma.

b) GELO OPACO

É o gelo com cor leitosa e opaca, forma-se rapidamente em forma de crosta, deformando muito as asas do avião; apesar disto, é menos perigosa que a anterior, porque a própria vibração do avião tende a desprendê-lo. Sua formação ocorre geralmente quando o avião atravessa nuvens compostas de pequenas gotas com temperatura inferior a 0°C .

c) GEADA

É o gelo de estrutura cristalina esbranquiçada, semelhante à neve. Forma-se quando a aeronave passa rapidamente de regiões com temperaturas bem abaixo de 0°C para regiões com temperatura consideravelmente mais elevada, com elevado teor de umidade. A geada forma-se quando o vapor d'água do ar quente é esfriado bruscamente abaixo do seu ponto de congelamento pelo contato com a superfície exterior da aeronave, onde se condensa diretamente para o estado sólido. Os depósitos de geada são de pequena espessura e evaporam-se e derretem com a continuação do voo em ar quente. Também os parabrisas podem ficar subitamente recobertos de geada. A geada poderá se formar sobre os aviões que ficam ao relento, sem cobertura, durante noites em que a temperatura cai abaixo de 0°C .



CAPITULO 3

3 AERODINÂMICA BÁSICA

3.1 INTRODUÇÃO

A aerodinâmica é o ramo da física que estuda os fenômenos que acompanham todo o movimento relativo entre um corpo e o ar que o envolve, determinando a relação entre a forma e o equilíbrio dinâmico deste corpo sobre a ação deste movimento relativo. O corpo pode estar parado e o ar em movimento (como é o caso das construções submetidas a ação dos ventos) ou o corpo pode deslocar-se no ar imóvel ou em movimento (como no caso de um projétil, um automóvel ou um avião).

O avião voa porque forças aerodinâmicas o sustentam no ar e, portanto, o conhecimento dos princípios aerodinâmicos envolvidos é muito importante.

3.2 ESCOAMENTOS

Escoamento é o nome dado ao movimento dos fluidos. O ar, a água, o óleo, os gases e os líquidos em geral são ditos fluidos pois tomam a forma do recipiente que os contém.

3.2.1 TUBO DE ESCOAMENTO

Quando um fluido escoar, dizemos que o faz através de um tubo de escoamento. Existem 2 tipos de tubos de escoamento:

a) TUBO DE ESCOAMENTO REAL

É aquele que podemos ver e tocar, como um cano por exemplo.

b) TUBO DE ESCOAMENTO IMAGINÁRIO

É aquele formado pelo próprio fluido, como por exemplo uma corrente marítima ou um vento encanado. No primeiro caso a própria água em repouso serve de parede para a água em movimento, enquanto no segundo caso, é o ar em repouso que serve de parede para o ar em movimento.

A figura 3.1 dá uma idéia de tubo de escoamento real e imaginário.

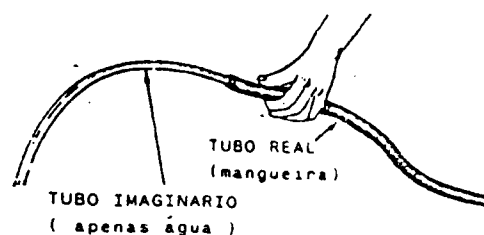


FIGURA 3.1 - Tubo de escoamento real e imaginário.

3.2.2 LINHA DE FLUXO

Vamos considerar que ar esteja fluindo dentro de um tubo de escoamento real de seção constante. Como o ar é invisível, podemos visualizar o escoamento criando pequenos filetes de fumaça na entrada do tubo, como mostrado na figura 3.2 .

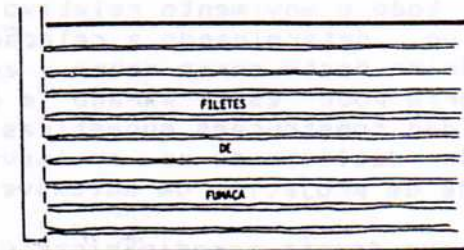


FIGURA 3.2 - Visualização do escoamento.

Estes pequenos filetes de fumaça representam o movimento das partículas de ar com o tempo e são chamadas linhas de fluxo ou linhas de corrente.

O escoamento de um fluido pode ser representado pelas linhas de fluxo que o constituem. Assim, podemos considerar que um tubo de escoamento é um feixe de linhas de fluxo, como pode ser visualizado na figura 3.3 .



FIGURA 3.3 - Tubo de escoamento.

3.2.3 ESCOAMENTO LAMINAR

Se o escoamento apresenta-se organizado, com linhas de fluxo bem definidas e paralelas entre si, dizemos que o escoamento é laminar. A figura 3.4 mostra dois exemplos de escoamento laminar.

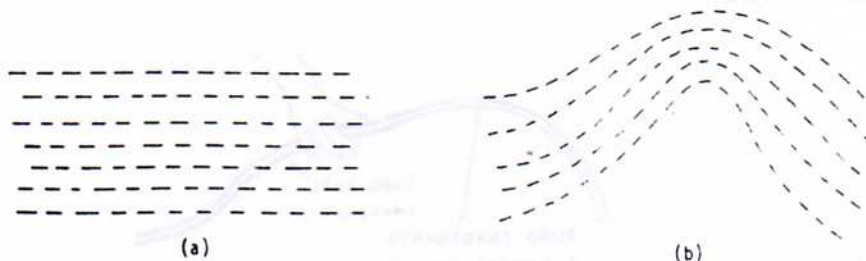


FIGURA 3.4 - Escoamento laminar.

No escoamento laminar, as partículas do fluido locomovem-se em lâminas ou camadas, e as partículas de uma camada movem-se somente através desta camada, não passando para outras adjacentes.

3.2.4 ESCOAMENTO TURBULENTO

Se o escoamento apresenta-se desorganizado, isto é, se as linhas de fluxo são desorganizadas, com partículas de fluido movendo-se desordenadamente, como mostrado na figura 3.5, dizemos que o escoamento é turbulento ou turbilhonado.

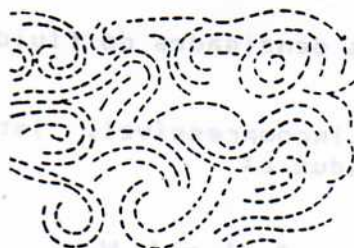


FIGURA 3.5 - Escoamento turbulento.

As características do escoamento do ar ao redor do avião afetam as suas características aerodinâmicas.

3.3 EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE

A equação da continuidade é uma forma de expressar matematicamente a conservação da massa de um sistema.

Consideremos o tubo apresentado na figura 3.6, o qual possui uma diminuição da área de sua seção transversal. Digamos que um fluido ideal esteja escoando dentro deste tubo na direção indicada na figura.

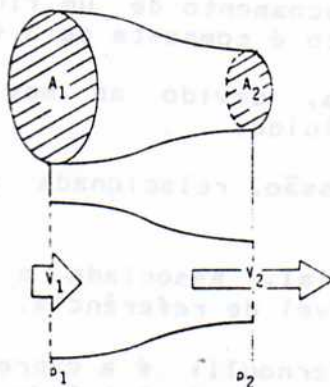


FIGURA 3.6 - Cano com redução de área.

Fluido ideal é aquele que não apresenta efeitos viscosos e é incompressível.

As seções transversais 1 e 2 do tubo possuem áreas A_1 e A_2 respectivamente, sendo A_1 visualmente maior que A_2 . Sejam V_1 e V_2 as velocidades médias do fluxo nestas seções. A equação da continuidade afirma que, em regime permanente, a massa de fluido passando pela seção 1, por unidade de tempo, deve ser igual a massa de fluido passando pela seção 2, por unidade de tempo, isto é, a vazão na seção 1 é igual a vazão na seção 2:

$$\text{vazão}_1 = \text{vazão}_2 = \dot{m}$$

$$\dot{m} = \rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2$$

onde: ρ_1 e ρ_2 são as densidades do fluido nas seções A_1 e A_2 respectivamente.

Como o fluido é incompressível, isto é, $\rho_1 = \rho_2$, a expressão acima se reduz a:

$$A_1 V_1 = A_2 V_2$$

Analisando esta última expressão, verificamos que sendo a área A_1 maior que a área A_2 , então V_1 deve ser menor que V_2 . Logo podemos concluir que se um fluido, escoando a uma velocidade constante dentro de um tubo, encontrar uma redução de área no seu caminho, sua velocidade aumentará no estreitamento, para manter constante a vazão antes dele. Desta maneira, não estará desrespeitando o princípio da conservação da massa.

Uma pergunta que deve ser feita neste ponto é: De onde virá a energia para aumentar sua velocidade? Essa é respondida à seguir.

3.4 PRINCÍPIO DE BERNOULLI

Consideremos o escoamento de um fluido ideal. A energia total do escoamento é composta de 3 formas:

- energia cinética, devido ao movimento direcionado das partículas do fluido;
- energia de pressão, relacionada ao movimento caótico das partículas; e
- energia potencial, associada a posição do fluido em relação a um nível de referência.

O princípio de Bernoulli é a expressão de forma matemática da conservação da energia total do escoamento: a soma total das energias cinética, de pressão e potencial permanece constante ao longo do escoamento.

Se admitirmos um escoamento onde não ocorra variação de energia potencial, isto é, o escoamento é nivelado, então o

princípio de Bernoulli se reduz a:

energia cinética + energia de pressão = constante

ou

$$m (1/2 V^2) + m (p/\rho) = \text{cte}$$

Ora, se a vazão m e a energia total devem permanecer constantes, caso a energia cinética aumente ao longo do tubo de escoamento, obviamente, a energia de pressão deverá diminuir, ou equivalentemente, se a velocidade V do fluxo aumentar, a pressão local p diminuirá. Vamos comprovar tal afirmação com o auxílio do tubo de Venturi.

3.4.1 TUBO DE VENTURI

O tubo de Venturi é um tubo que possui uma redução de área entre suas extremidades, como indicado na figura 3.7 .

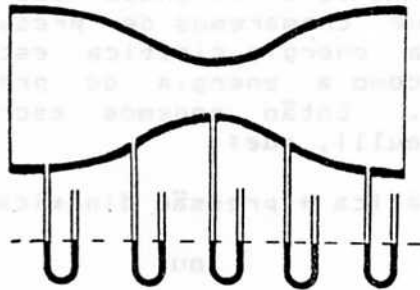


FIGURA 3.7 - Tubo de Venturi.

A figura 3.7 mostra um tubo de Venturi equipado com vários medidores de pressão, chamados **manômetros**, ligados perpendicularmente à parede do tubo. Tais manômetros estão dispostos de maneira a medirem a pressão estática ao longo do escoamento de um fluido no interior do tubo. Como não há fluxo de fluido dentro do tubo (ver figura 3.7), os manômetros encontram-se nivelados.

Admitamos que um fluido ideal esteja escoando pelo tubo na direção indicada pelas linhas de fluxo, como mostrado na figura 3.8.

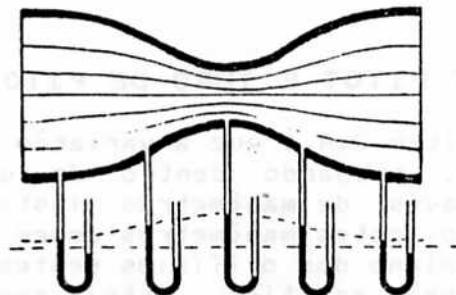


FIGURA 3.8 - Escoamento no tubo de Venturi.

Notamos pela observação dos manômetros, que a pressão do escoamento vai diminuindo ao longo do estreitamento do tubo e volta a aumentar após ele. Por outro lado, sabemos que a velocidade do fluxo aumenta através do estreitamento. Verificamos então que existe uma compensação entre pressão e velocidade ao longo do escoamento, de modo que quando uma aumenta a outra diminui e vice-versa.

3.4.2 PRESSÃO ESTÁTICA

A pressão lida diretamente nos manômetros é chamada pressão estática, pois está relacionada com o movimento caótico e os choques das partículas do fluido com as paredes do tubo. A energia de pressão citada no princípio de Bernoulli está relacionada com a pressão estática do fluido.

3.4.3 PRESSÃO DINÂMICA

Assim como a pressão estática está relacionada com o movimento caótico das partículas do fluido, também podemos relacionar o movimento direcionado das partículas por meio de uma pressão que chamaremos de pressão dinâmica. Deste modo, temos que a energia cinética está para a pressão dinâmica, assim como a energia de pressão está para a pressão estática. Então podemos escrever, baseados no princípio de Bernoulli, que:

$$\text{pressão estática} + \text{pressão dinâmica} = \text{constante}$$

ou

$$p + 1/2 \rho V^2 = p_T$$

A constante da expressão acima é chamada **pressão total** do fluido, está relacionada com a energia total e é a mesma ao longo de todo o escoamento, se admitirmos que não existem perdas.

A pressão dinâmica é definida pela letra q e como podemos notar ela aumenta com o quadrado da velocidade V do fluxo local.

Concluindo: Quando a velocidade de um fluido aumenta devido a um estreitamento no tubo de escoamento, há um aumento da pressão dinâmica e uma redução da pressão estática contra as paredes do tubo.

3.4.4 TUBO DE PITOT E TUBO DE PITOT-ESTÁTICO

Verificamos no item 3.4.1 que a variação de pressão estática de um fluido, escoando dentro de um tubo, pode ser visualizado através de manômetros instalados ao longo do duto. Para tanto, estes manômetros devem estar instalados de maneira que o plano dos orifícios destes, que chamaremos de tomadas de pressão estática, esteja paralelo às linhas de fluxo (ver figura 3.9). Através do desnível dos dois ramos do manômetro podemos quantificar o valor desta pressão.

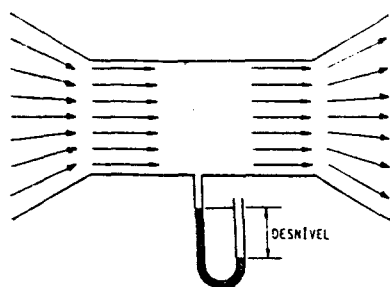


FIGURA 3.9 - Pressão estática.

Agora, como poderíamos medir a pressão total e a pressão dinâmica? Antes de saber como medi-las, devemos saber como captá-las.

A pressão total é captada através de um dispositivo chamado tubo de Pitot ou tomada de pressão total. O tubo de Pitot nada mais é que um tubo curvado (ver figura 3.10) e cuja abertura recebe diretamente o fluxo de ar. Dessa maneira ele capta a pressão total ou pressão de impacto e através de um manômetro acoplado a ele podemos quantificar o valor desta pressão total (ver figura 3.10).

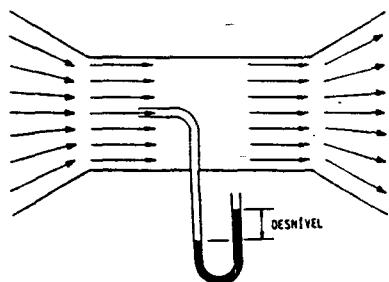
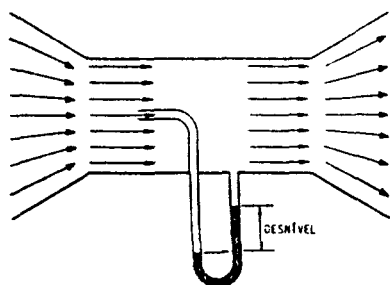
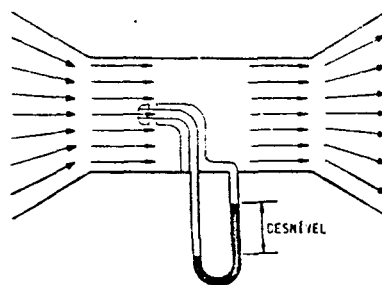


FIGURA 3.10 - Tubo Pitot e a pressão total.

Para obter a pressão dinâmica basta utilizar um manômetro, onde um dos seus ramos esteja ligado a um tubo de Pitot de maneira a receber a pressão de impacto, e o outro ramo ligado a uma tomada de pressão estática, como ilustrado na figura 3.11(a).



(a) Tubo de Pitot mais tomadas de pressão estática



(b) Tubo de Pitot-Estático

FIGURA 3.11 - Pressão dinâmica.

A pressão de impacto ou pressão total é a soma de pressão estática mais a pressão dinâmica. Como a pressão de impacto entra por um ramo do manômetro e a pressão estática entra pelo outro ramo, o desnível indicado pelo manômetro corresponde à pressão dinâmica.

Outra maneira de medir a pressão dinâmica é através da utilização de um tubo de Pitot com tomadas de pressão incorporadas a ele, como mostrado na figura 3.11(b). Este recebe o nome de tubo de Pitot-Estático.

3.4.5 TUNEL AERODINÂMICO

A equação da continuidade e o princípio de Bernoulli tornam possível a construção do túnel aerodinâmico que é usado para testar modelos imersos em fluxos de ar. Um particular túnel aerodinâmico, chamado de túnel de circuito fechado, é mostrado na figura 3.12.

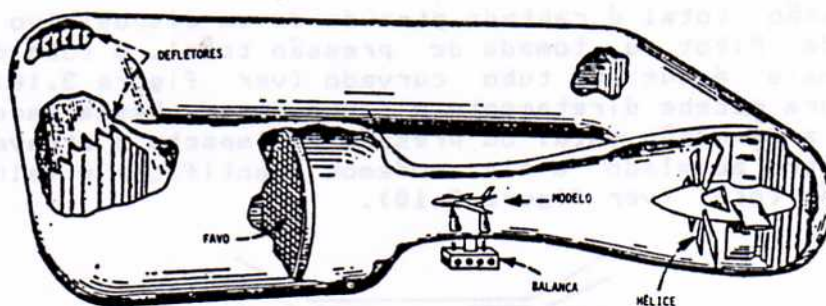


FIGURA 3.12 - Túnel de circuito fechado.

Como podemos verificar visualmente pela figura, este túnel aerodinâmico possui uma hélice acionada por um motor, a qual promove a circulação de ar no seu interior. A região mais estreita é chamada seção de ensaio e é onde o fluxo de ar é mais veloz e uniforme. É nesta região onde o modelo a ser ensaiado é colocado. Este modelo é ligado a balanças que darão o valor das forças que atuam sobre ele. O fluxo de ar antes de passar pela seção de ensaio, atravessa uma parede de tubos orientados e que, devido a sua forma, é chamado de "favo". A função do favo é a de transformar o ar turbulento em ar dirigido.

Um outro tipo de túnel, chamado de túnel de circuito aberto, é mostrado na figura 3.13.

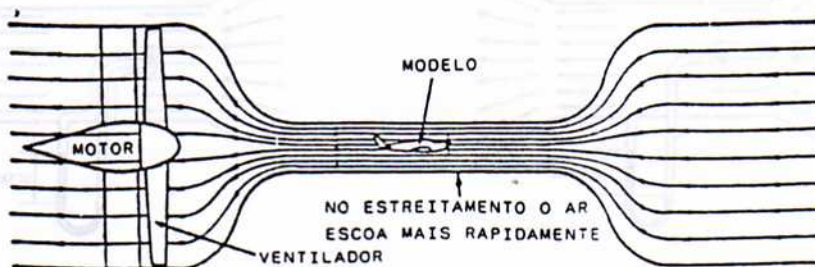


FIGURA 3.13 - Túnel de circuito aberto.

O túnel de circuito aberto, ao contrário do túnel de circuito fechado, tem seu ar constantemente renovado, pois ele suga o ar atmosférico nas suas proximidades.

3.5 PERFIL AERODINÂMICO

A figura 3.14 mostra três corpos de formas diferentes, colocados dentro de um fluxo de ar. Os três corpos apresentam a mesma dimensão máxima "d" medida perpendicularmente a direção do fluxo de ar.

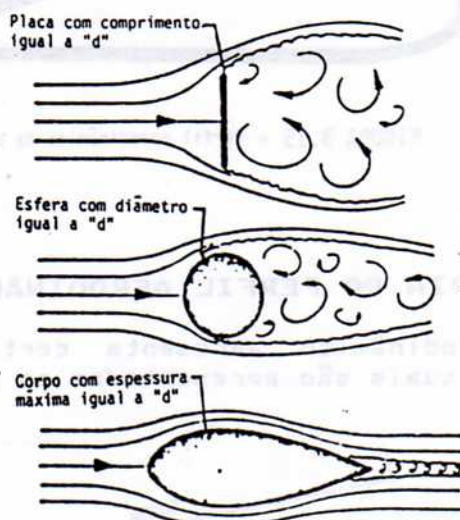


FIGURA 3.14 - A influência da forma do corpo sobre o escoamento.

Analisando o comportamento do escoamento ao redor da placa plana, verificamos que o fluxo ao ser desviado pela placa não consegue voltar a seguir como antes de encontrá-la, transformando-se numa grande esteira de fluxo de ar turbulento. Verificaremos mais adiante que esta esteira está relacionada com um grande arrasto, isto é, uma grande força que empurra a placa na mesma direção e sentido do fluxo de ar.

Agora, observando o comportamento do ar ao redor do cilindro de diâmetro "d", verificamos que ainda há a formação de uma esteira de fluxo turbulento atrás do corpo, porém esta apresenta-se menor que no caso da placa plana e, portanto, o arrasto é menor.

No terceiro corpo o ar escoava calmamente e se transforma em uma pequena esteira de fluxo turbulento, muito atrás dele. Em comparação com a dos outros corpos anteriores, a esteira do último corpo é muito menor e pode ser praticamente desprezada. Como consequência, o arrasto gerado é mínimo. O perfil representado por este corpo é chamado perfil aerodinâmico.

O mesmo resultado poderia ser obtido se ao invés de um fluxo de ar, os corpos estivessem se deslocando em relação ao ar parado. O fluxo de ar aparente resultante do movimento dos corpos é chamado de vento relativo.

Podemos concluir que o perfil aerodinâmico é aquele que apresenta o menor arrasto, isto é, menor resistência do ar ao seu movimento.

O perfil aerodinâmico é muito importante, pois, além de apresentar menor arrasto, produz reações úteis, isto é, reações que servem ao vôo de uma aeronave. Se cortarmos uma asa no sentido transversal, verificaremos que a seção resultante tem a forma de um perfil aerodinâmico, como mostrado na figura 3.15.



FIGURA 3.15 - Perfil aerodinâmico de uma asa.

3.5.1 GEOMETRIA DO PERFIL AERODINÂMICO

O perfil aerodinâmico apresenta certas características geométricas as quais são apresentadas na figura 3.16:



FIGURA 3.16 - Geometria do Perfil aerodinâmico.

- a) **EXTRADORSO**
É a parte superior ou dorso do perfil.
- b) **INTRADORSO**
É a parte inferior ou ventre do perfil.
- c) **BORDO DE ATAQUE**
É a parte dianteira do perfil, que investe contra o fluxo de ar.
- d) **BORDO DE FUGA**
É a parte traseira do perfil, por onde o ar escoia.
- e) **LINHA DE CURVATURA MÉDIA**
Se traçarmos uma linha que equidiste do extradorso e do intradorso em todos os pontos, teremos a linha de curvatura média do perfil.

f) **CORDA**

É a linha que une o bordo de ataque ao bordo de fuga do perfil.

g) **ÂNGULO DE ATAQUE**

É o ângulo formado entre a corda do perfil e a direção do vento relativo.

Um perfil aerodinâmico pode ser classificado, com relação a sua forma, em dois tipos a saber:

- **perfil aerodinâmico simétrico**

É o perfil que apresenta o extradorso e o intradorso iguais, isto é, o perfil é simétrico em relação a corda. Um perfil simétrico é apresentado na figura 3.17. Note que a linha de curvatura média é reta e confunde-se com a corda do perfil.

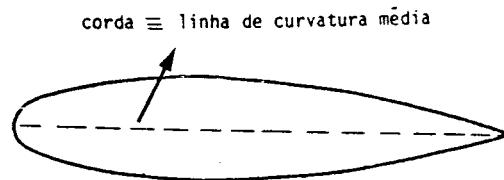


FIGURA 3.17 - Perfil aerodinâmico simétrico.

- **perfil aerodinâmico assimétrico**

É o perfil apresentado na figura 3.16, o qual não apresenta simetria em relação a corda.

3.6 FORÇAS AERODINÂMICAS

Forças aerodinâmicas são as reações provenientes do fluxo de ar sobre um corpo. Vamos analisar o comportamento e as reações de um fluxo de ar sobre um perfil aerodinâmico. Se observarmos as linhas de fluxo sobre o perfil da figura 3.18, verificaremos que estas se desviam muito mais sobre o extradorso, devido a maior curvatura deste, do que no intradorso.

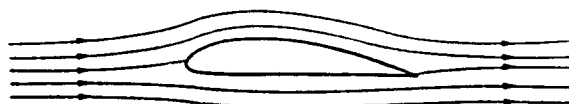


FIGURA 3.18 - Escoamento ao redor de um perfil aerodinâmico.

Considerando que o ar é incompressível e que o fluxo de ar deve permanecer constante ao redor do perfil, torna-se evidente que o fluxo sobre o extradorso deve ter velocidade média maior, devido a maior distância a ser percorrida pelas partículas de ar, do que no intradorso. Como sabemos, se a

velocidade aumenta a pressão estática diminui, portanto, a pressão estática no extradorso é menor que no intradorso.

Um diagrama mostrando a distribuição de pressão estática sobre o perfil é apresentada na figura 3.19 :

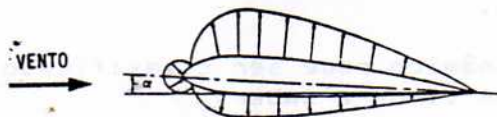


FIGURA 3.19 - Distribuição de pressão.

3.6.1 RESULTANTE AERODINÂMICA

Como na parte superior do perfil aerodinâmico a pressão estática é, em média, menor que na parte inferior, verificamos então que esta diferença de campo de pressões gera uma força que tende a empurrá-lo para cima e para trás. A esta força chamamos resultante aerodinâmica e é aplicada num ponto chamado centro de pressão (abreviadamente CP), como indicado na figura 3.20 :



FIGURA 3.20 - Resultante aerodinâmica.

Para facilitar o estudo das forças aerodinâmicas sobre um perfil, a resultante aerodinâmica é dividida em duas componentes como mostrado na figura 3.21 :

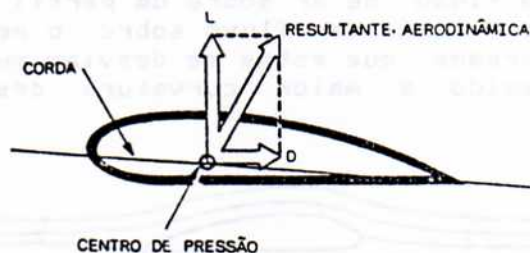


FIGURA 3.21 - Sustentação e arrasto.

3.6.2 SUSTENTACÃO - L

Sustentação é a componente da resultante aerodinâmica, perpendicular a direção do vento relativo; esta componente

gerada pelo perfil da asa é que sustenta o peso de um avião. Como já visto anteriormente, a resultante aerodinâmica é uma força originada de uma distribuição de pressão e, conseqüentemente, a sustentação também o é.

Sabemos da física que:

$$\text{pressão} \times \text{superfície} = \text{força}$$

Embora a matemática tenha pequena importância prática para se compreender os princípios básicos do vôo, é interessante memorizar a seguinte fórmula que define a força de sustentação "L" :

$$L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S$$

onde: ρ é a densidade do ar;
 V é a velocidade do vento relativo;
 S é a área da asa.

C_L é chamado coeficiente de sustentação e depende do ângulo de ataque, da espessura e da curvatura do perfil aerodinâmico como se verá mais adiante. O C_L é um coeficiente adimensional e foi definido de modo que resultados de ensaios, realizados com modelos reduzidos em túnel de vento, possam ser utilizados para avaliar a sustentação de perfis aerodinâmicos em tamanho natural.

3.6.3 ARRASTO - D

O arrasto é a componente da força resultante aerodinâmica, paralela a direção do vento relativo. É prejudicial, pois age como um freio ao deslocamento do perfil através do ar e, portanto, deve ser menor possível. Semelhantemente, como no caso da força de sustentação, o arrasto "D" é definido pela fórmula abaixo :

$$D = C_D \frac{\rho}{2} V^2 S$$

C_D é chamado coeficiente de arrasto e também depende do ângulo de ataque, da espessura e da curvatura do perfil aerodinâmico.

Existem 2 tipos de arrasto associados a um perfil:

a) ARRASTO DE PRESSÃO

Este tipo de arrasto é definido como a componente da força decorrente da diferença de pressão, paralela a direção do vento relativo sobre o perfil. Esta diferença de pressão pode ser produzida tanto pela diferença de velocidades do fluxo de ar entre o extradorso e o intradorso, como provocada pela esteira de ar turbulento atrás do perfil. Esta esteira de ar turbulento nada mais é que um campo de baixa pressão.

b) ARRASTO DE ATRITO

O arrasto de atrito é uma força de resistência ao movimento de um corpo imerso num fluido real devido, principalmente, a viscosidade do fluido e a rugosidade da superfície do corpo.

Considere a figura 3.22 a qual mostra uma placa plana muito fina e lisa colocada paralela a um escoamento uniforme de velocidade V .

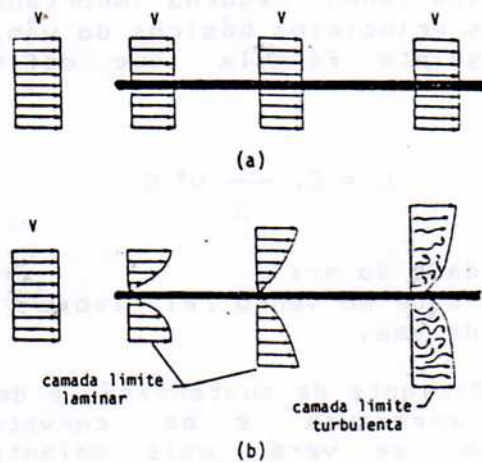


FIGURA 3.22 - Arrasto de atrito.

Se o fluido fosse ideal, isto é, sem viscosidade, ele simplesmente escorregaria sobre a superfície da placa com velocidade V , como mostrado na figura 3.22(a). Em todos os pontos ao longo da superfície da placa, a distribuição de velocidades na direção perpendicular à superfície da placa teria um valor constante V , isto é, nenhum arrasto seria produzido. Em um fluido real, entretanto, um filme fino de fluido adere à superfície como mostrado na figura 3.22(b).

Na superfície da placa, a velocidade das partículas do fluido é zero e vai aumentando gradativamente até que em algum ponto torna-se um valor constante e igual a velocidade do fluxo livre V . A camada de fluido, onde a velocidade está mudando de zero até ficar constante, é conhecida como **camada limite**.

Dentro da camada limite, há velocidades relativas entre as camadas particulares e uma fricção interna entre as partículas. Esta fricção interna estende-se pela superfície do corpo e o efeito cumulativo de todas estas forças de fricção produz uma força de arrasto sobre a placa, a qual chamamos arrasto de atrito.

Inicialmente, pouco antes da extremidade dianteira da placa, existe um fluxo laminar e a camada limite também é laminar. Conquanto o escoamento segue sobre a placa, a viscosidade do fluido continua a atuar e a camada limite vai engrossando, tanto mais quanto mais partículas do fluido têm suas velocidades diminuídas pela fricção interna. Após um certo comprimento, em um ponto sobre a

placa, a camada limite laminar sofre uma transição e torna-se uma camada limite turbulenta, como pode ser observado na figura 3.21(b).

3.6.4 INFLUÊNCIA DO ÂNGULO DE ATAQUE

O ângulo de ataque tem grande influência sobre as forças aerodinâmicas geradas por um perfil. Vamos analisar o comportamento e o efeito do fluxo de ar sobre o perfil aerodinâmico assimétrico da figura 3.23, o qual tem seu ângulo de ataque progressivamente aumentado a partir do ângulo zero.

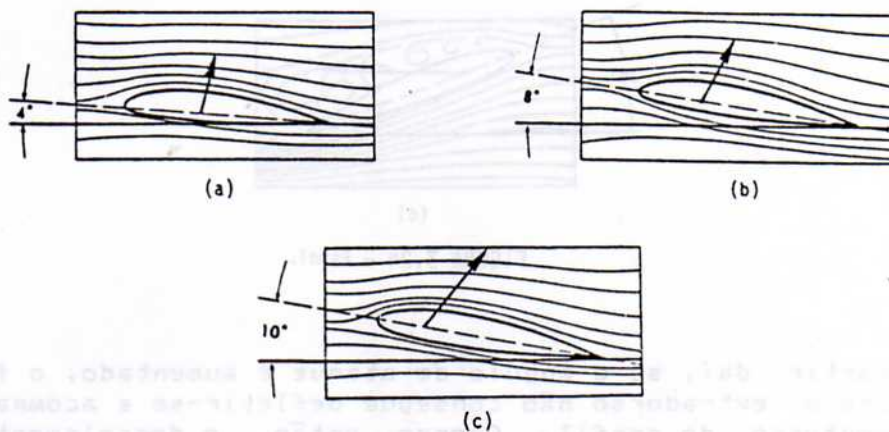


FIGURA 3.23 - Influência do ângulo de ataque.

Acompanhando a sucessão de figuras (a), (b) e (c), verificamos que a resultante aerodinâmica aumenta com o aumento do ângulo de ataque. Isto ocorre, principalmente, porque o fluxo de ar sobre o extradorso terá um percurso tanto maior a percorrer quanto maior o ângulo de ataque, como indicado na sucessão de figuras. Em consequência ocorre um aumento de velocidade das partículas de ar e consequente diminuição da pressão estática no extradorso. Além disso, há a contribuição do desvio das partículas de ar para baixo. Quando o ângulo de ataque é aumentado, o fluxo sob o perfil atinge o intradorso "de uma maneira mais direta", provocando o desvio das partículas de ar para baixo. Como a toda ação corresponde uma reação igual, porém de sentido contrário (3ª Lei de Newton), o ar, ao ser desviado, empurra o perfil para cima. Acontece também que, para se desviar, o ar perde velocidade, aumentando a pressão estática sobre a parte inferior do perfil. Como podemos observar, quando o ângulo de ataque é aumentado, todos estes fatores contribuem para aumentar a força de sustentação gerada pelo perfil aerodinâmico.

Por outro lado, o arrasto também aumenta com o ângulo de ataque, devido, principalmente, ao aumento da área frontal que enfrenta o fluxo, isto é, o campo de impacto das partículas de ar sobre o intradorso do perfil aumenta com o ângulo de ataque. Observe também pela figura 3.22 que a medida que o ângulo de ataque aumenta, o centro de pressão desloca-se em direção ao bordo de ataque.

a) ESTOL

Se continuarmos a aumentar o ângulo de ataque, como mostrado na sequência das figuras 3.24(a), 3.24(b) e 3.24(c), haverá um ponto onde a sustentação atinge seu valor máximo.

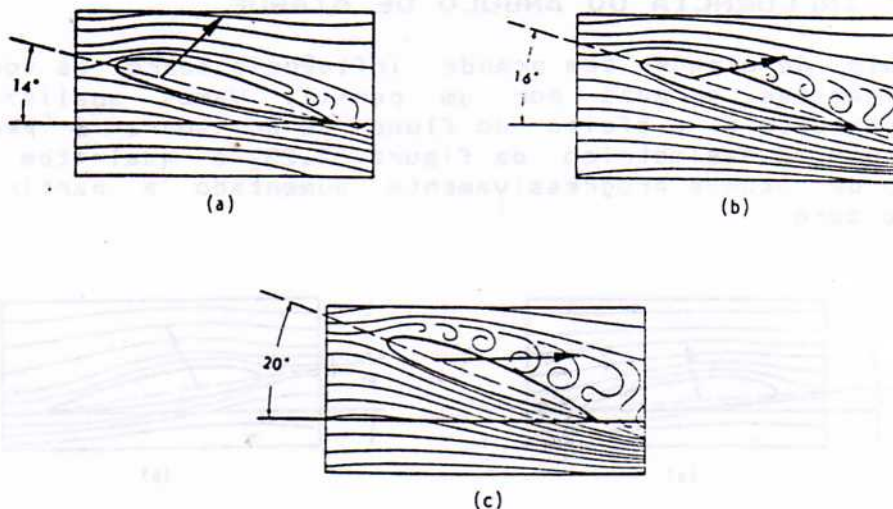


FIGURA 3.24 - Estol.

A partir daí, se o ângulo de ataque é aumentado, o fluxo sobre o extradorso não consegue defletir-se e acompanhar o contorno do perfil. Ocorre, então, o descolamento do fluxo e o surgimento de uma esteira de ar turbulento atrás do perfil. Isto faz com que a sustentação caia e o arrasto aumente bruscamente, diminuindo a eficiência do perfil. Quando isto ocorre, dizemos que o ele entrou em **estol**.

O ângulo de ataque onde a sustentação é máxima e começa a ocorrer o estol é chamado de **ângulo crítico** ou **ângulo de estol**.

b) ÂNGULO DE SUSTENTAÇÃO NULA

Existe um ângulo de ataque para o qual o perfil aerodinâmico não produz sustentação. Esse ângulo é chamado **ângulo de sustentação nula**. O ângulo de sustentação nula é ligeiramente negativo nos perfis assimétricos e igual a zero nos perfis simétricos, como mostrado nas figuras 3.25(a) e 3.25(b) respectivamente.

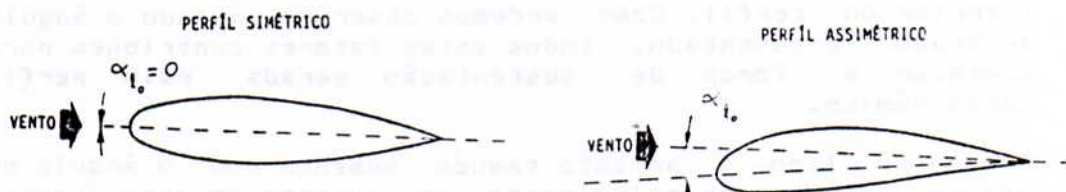


FIGURA 3.25 - Ângulo de sustentação nula.

O gráfico da figura 3.26 mostra como variam os coeficientes de sustentação C_L e de arrasto C_D com o ângulo de ataque para o perfil da figura 3.22.

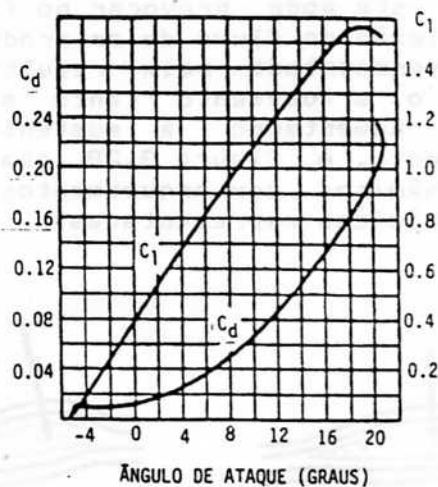


FIGURA 3.26 - Curvas $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$.

É interessante observarmos que ângulos de ataque negativos geram coeficientes de sustentação negativos, os quais são usados para vôo invertido ou vôo de dorso. Observando o gráfico da figura 3.26, podemos notar que a curva $C_L \times \alpha$ é uma região reta. Esta linha reta é característica de todo perfil aerodinâmico normal voando na velocidade abaixo do estol e a sua inclinação representa a capacidade do perfil de gerar sustentação: quanto maior a inclinação da reta maior a capacidade de produzir sustentação e vice-versa.

Uma forma bastante utilizada para ilustrar a variação de C_D de um perfil é através do gráfico $C_D \times C_L$, como indicado na figura 3.27. Este gráfico é muito útil na comparação entre perfis, possibilitando uma fácil visualização das características de desempenho destes. A análise de tais características são muito importantes na escolha de um perfil para a asa de uma determinada aeronave.

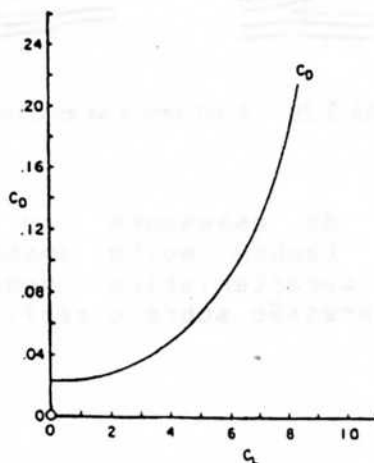


FIGURA 3.27 - Gráfico $C_D \times C_L$.

3.6.5 INFLUÊNCIA DA FORMA DO PERFIL

a) ARQUEAMENTO

O arqueamento de um perfil aerodinâmico está relacionado com a sua linha de curvatura média e indica o grau de deflexão que este pode provocar no fluxo de ar. Sabemos que esta deflexão do fluxo de ar produz uma reação sobre o perfil, representada pela resultante aerodinâmica. Quanto maior o arqueamento tanto maior a resultante aerodinâmica, aumentando a sustentação e o arrasto proporcionalmente. A figura 3.28 abaixo, ilustra dois perfis aerodinâmicos com arqueamentos diferentes e suas forças aerodinâmicas representadas:

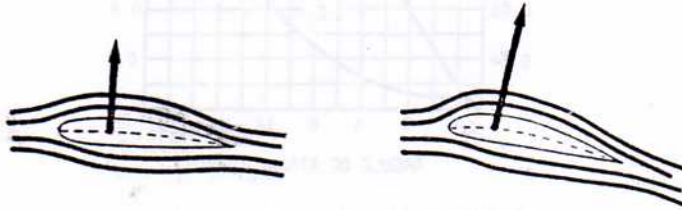


FIGURA 3.28 - A influência do arqueamento.

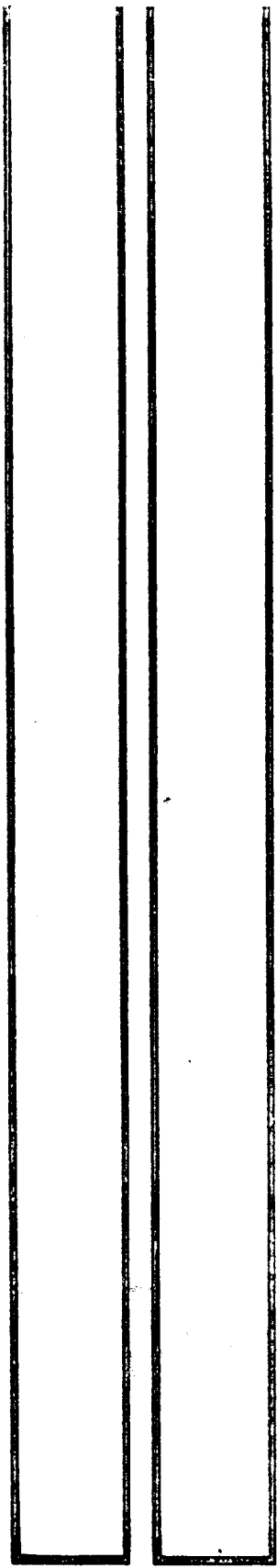
b) ESPESSURA

A espessura de um perfil aerodinâmico tem influência sobre o valor do coeficiente de sustentação máximo que ele pode produzir: ele é tanto menor quanto menor a sua espessura (ver figura 3.29). Isto é relativamente evidente pois um perfil muito fino funciona semelhantemente a uma fina placa plana, produzindo uma diferença de pressão muito pequena entre as superfícies superior e inferior e, portanto, uma pequena força de sustentação.



FIGURA 3.29 - A influência da espessura do perfil.

A distribuição da espessura ao longo do perfil aerodinâmico é também muito importante. Através da variação desta característica pode-se controlar a distribuição de pressão sobre o perfil.



CAPITULO 4

4 A ASA

4.1 INTRODUÇÃO

A asa de um avião é um dos elementos constitucionais mais importantes, pois ela é a responsável pela geração da força de sustentação necessária ao voo. Como já foi dito, a secção transversal de uma asa tem a forma de um perfil aerodinâmico e por essa razão existe uma relação entre a asa e o perfil aerodinâmico que a constitui.

4.2 NOMENCLATURA DA ASA

Antes de iniciarmos o estudo sobre a asa, é importante definirmos alguma nomenclatura referente à sua geometria (ver figura 4.1).

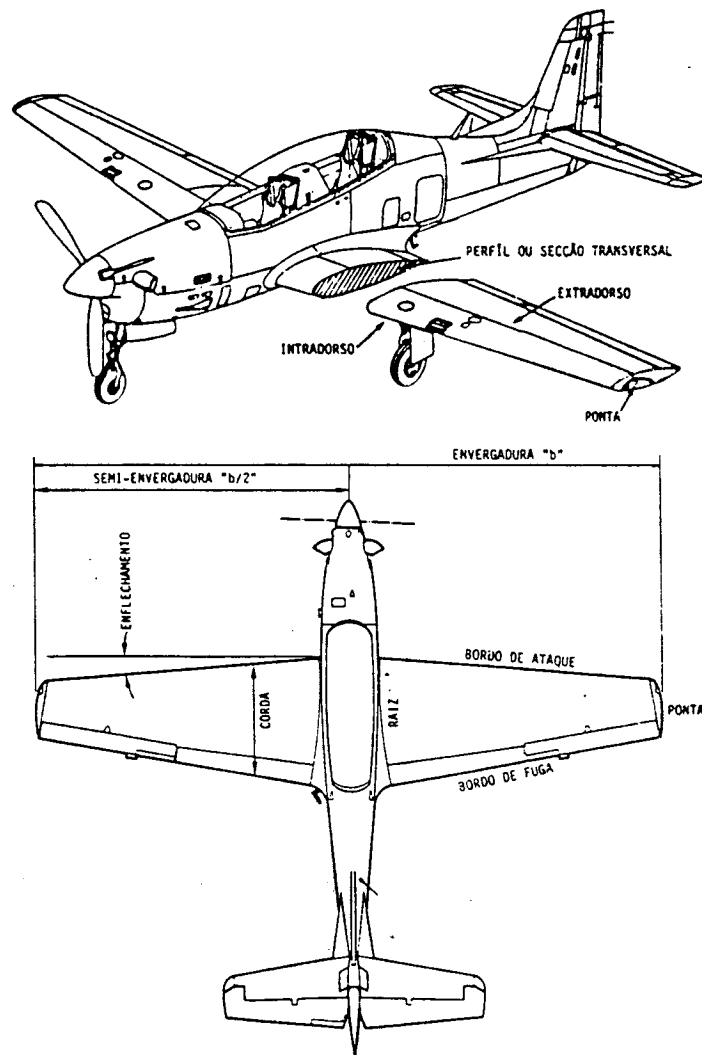


FIGURA 4.1 - Geometria da asa.

a) **BORDO DE ATAQUE**

É a parte frontal da asa que investe contra o fluxo de ar.

b) **BORDO DE FUGA**

É a parte traseira da asa.

c) **PONTA DA ASA**

É a região da asa mais distante da fuselagem.

d) **RAIZ DA ASA**

É a região de união entre a asa e a fuselagem.

e) **ENVERGADURA "b"**

É a distância medida entre as pontas da asa e corresponde ao comprimento total da mesma.

f) **SEMI-ENVERGADURA "b/2"**

É a distância medida entre a raiz e a ponta de um dos lados da asa.

g) **PERFIL OU SEÇÃO TRANSVERSAL DA ASA**

Correponde a um corte realizado transversalmente ao comprimento da asa e apresenta a forma de um perfil aerodinâmico, a qual pode variar ao longo da envergadura.

h) **CORDA DA ASA**

Corresponde à distância entre o bordo de ataque e o bordo de fuga, medido numa mesma seção transversal da asa. A corda pode variar ao longo da envergadura da asa.

i) **ÂNGULO DE INCIDÊNCIA**

É o ângulo formado entre a linha da corda de uma seção da asa e o eixo longitudinal do avião, como indicado na figura 4.2.

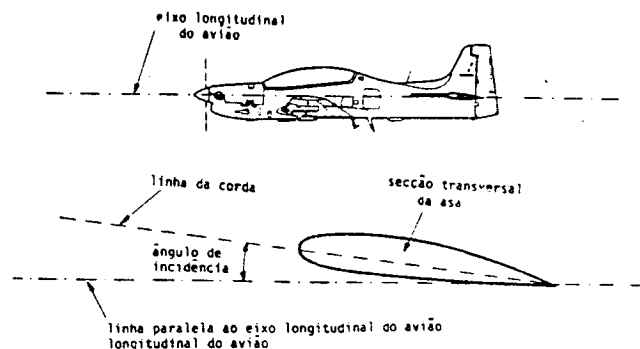


FIGURA 4.2 - Ângulo de incidência.

j) **EXTRADORSO**

É a superfície superior da asa.

k) **INTRADORSO**

É a superfície inferior da asa.

1) ENFLECHAMENTO

é o ângulo formado entre o eixo transversal do avião e o bordo de ataque da asa (ver figura 4.1). Este ângulo recebe o nome de enflechamento e é designado pela letra grega Λ . O enflechamento pode ser negativo se é para a frente ou positivo se para trás. A asa apresentada na figura 4.1 possui enflechamento para trás e o ângulo é positivo. Se a asa apresenta enflechamento para frente, como o avião da figura 4.3, o ângulo é negativo.

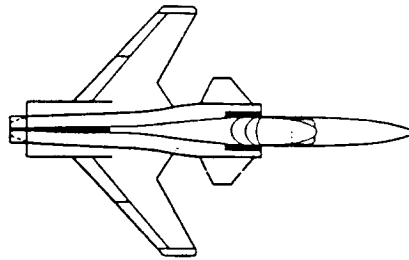


FIGURA 4.3 - Enflechamento negativo.

4.3 A ASA E O PERFIL AERODINÂMICO

No capítulo anterior, estudamos o perfil aerodinâmico bidimensional, sobre o qual somente observamos o comportamento do fluxo de ar, no plano definido pela sua corda. Na asa existe uma particularidade relacionada com as pontas, as quais afetam as características aerodinâmicas do perfil, de modo a diminuir sua eficiência. Consideremos uma asa com envergadura "b", que não apresenta ângulo de enflechamento e que possui uma seção transversal constante, isto é, o perfil é o mesmo ao longo de toda a envergadura da asa. Ora se a seção transversal ou perfil é constante, então a distribuição de pressão estática, ao longo da envergadura, também deveria ser constante, como indicado na figura 4.4.

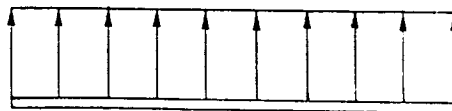


FIGURA 4.4 - Asa hipotética.

Na realidade, devido a diferença de pressão estática entre as superfícies superior e inferior, as partículas de ar são induzidas a se moverem do intradorso para o extradorso ao redor das pontas da asa. Tal movimento modifica a distribuição de pressão ao longo da envergadura, diminuindo a diferença de pressão nas extremidades da asa, como pode ser visualizado na figura 4.5.

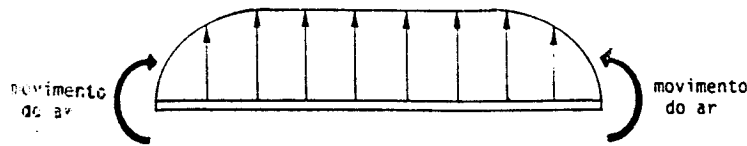


FIGURA 4.5 - Asa real.

Se calcularmos a média da distribuição de sustentação da asa da figura 4.5, perceberemos que a contribuição de cada seção será menor que a do perfil sem o efeito das pontas da asa, isto é, o perfil bidimensional. O gráfico da figura 4.6 mostra como variam os coeficientes de sustentação com o ângulo de ataque, para o caso de um perfil bidimensional e para uma asa com seção transversal constante e igual a este perfil.

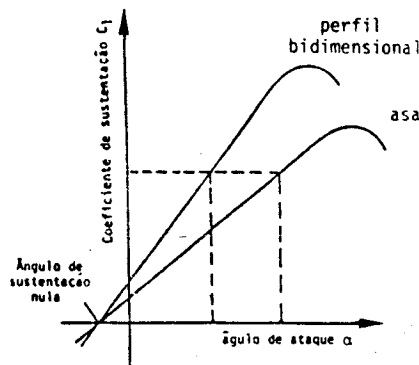


FIGURA 4.6 - O perfil bidimensional e a asa.

Notamos pela figura 4.6, que para o mesmo ângulo de ataque, o perfil sozinho produz uma sustentação maior que o perfil da asa.

Covém ressaltar, que o coeficiente de sustentação, obtido a partir da média da distribuição de sustentação de uma asa, é admitido ser o coeficiente de sustentação da asa.

Vemos então, que, para um mesmo ângulo de ataque, o coeficiente de sustentação de uma asa é menor que o coeficiente de sustentação do perfil bidimensional que o constitui.

4.4 VÓRTICE DE PONTA DE ASA

Juntamente com o fluxo de ar, que move-se da superfície inferior para a superfície superior ao redor das pontas,

existe o fluxo de ar à frente aproximando-se da asa. Estes dois movimentos combinados geram um fluxo de ar inclinado para dentro, na parte superior, e outro fluxo inclinado para fora, na parte inferior da asa. Estes fluxos são mais desviados na região próxima às pontas e não sofrem deflexão na meia envergadura, onde existe uma simetria entre as diferenças de pressão. Tal ocorrência pode ser visualizada na figura 4.7.

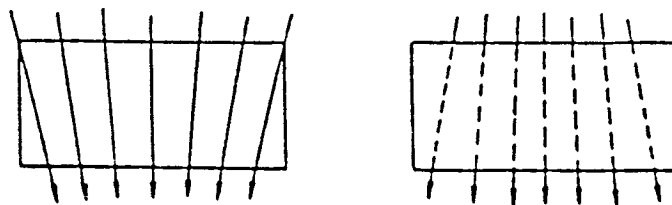


FIGURA 4.7 - Deflexão do fluxo de ar sobre a asa.

Este desvio do fluxo de ar sobre as superfícies superior e inferior gera linhas de fluxo helicoidais ou vórtices que se dirigem para trás, a partir do bordo de fuga da asa. O fluxo helicoidal é mais forte nas pontas da asa e tem intensidade nula na meia envergadura, como evidenciado pela direção do fluxo lá sendo paralela a direção do fluxo livre. A uma pequena distância atrás da asa, os vórtices rolam e combinam-se em dois grandes vórtices saindo das pontas, os quais constituem os assim chamados vórtices de ponta de asa. A figura 4.8 mostra o esquema de uma semi-envergadura com seu vórtice de ponta de asa.

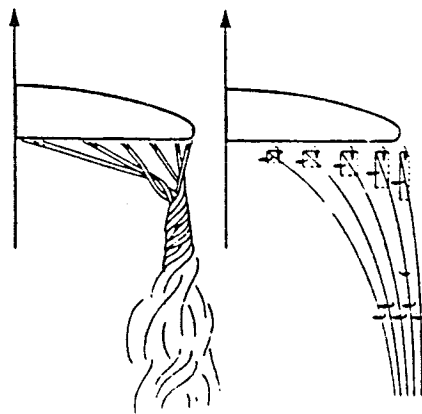


FIGURA 4.8 - Vórtice de ponta de asa.

Como indicado na figura 4.9, olhando o avião por trás, o vórtice roda no sentido anti-horário na ponta direita e no sentido horário na ponta esquerda. Tais vórtices, como podemos ver na figura 4.9, geram atrás da asa um fluxo de ar para baixo, dentro do limite da envergadura da asa, e um fluxo para cima fora deste limite.

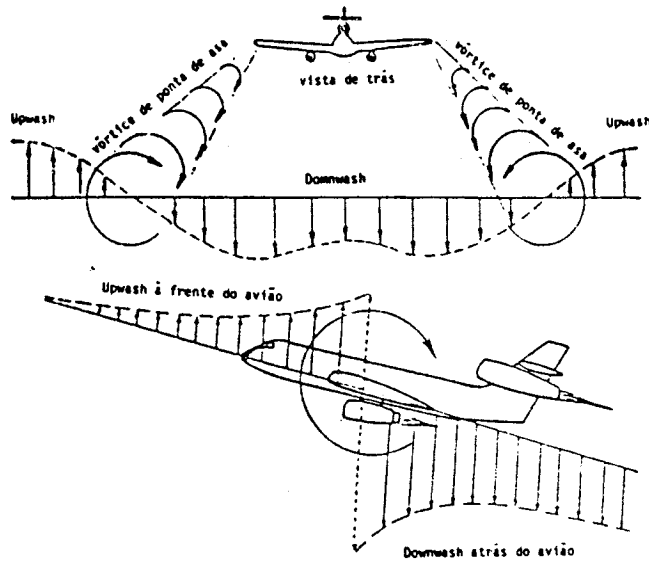


FIGURA 4.9 - Vórtice de ponta de asa, downwash e upwash.

O fluxo de ar para baixo é conhecido por **downwash** e o fluxo para cima de **upwash**.

Pode-se notar pela figura 4.10, que um avião voando numa direção perpendicular ao caminho de outro avião, o qual gera os vórtices, encontrará upwash, downwash e upwash nesta ordem.

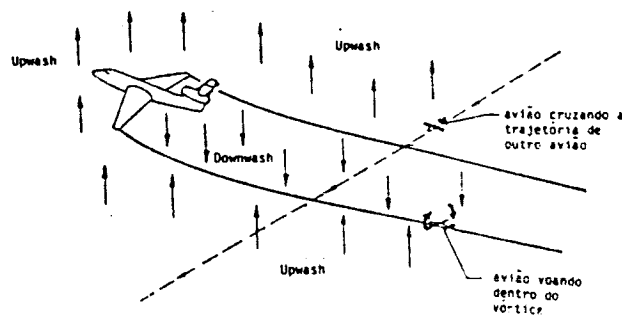


FIGURA 4.10 - Influência do vórtice de ponta de asa de um avião sobre outro.

Se um outro avião, também mostrado na figura 4.10, está voando dentro de um vórtice, ele apresentará uma grande tendência de rolar. Os vórtices de ponta de asa ocorrem com maior intensidade durante os pousos e decolagens de aviões grandes. No pouso ou na decolagem, a velocidade do avião é baixa e ele está operando com grandes coeficientes de sustentação para manter-se em vôo, isto é, a diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso é muito grande e, conseqüentemente, os vórtices gerados são muito fortes. Para evitar incidentes, é importante haver um certo intervalo e

durante as decolagens e aterrissagens, de modo a evitar que estes últimos sofram a influência dos grandes vórtices gerados pelas grandes aeronaves.

Evidentemente, em altas velocidades (como no voo de cruzeiro), onde o ângulo de ataque requerido é menor e o gradiente de pressão entre o extradorso e o intradorso da asa é menor, os vórtices gerados tem menor intensidade.

4.4.1 ARRASTO INDUZIDO

Os vórtices de ponta de asa gerando o downwash e o upwash requerem um gasto de energia por unidade de tempo ou potência, isto é, gastam uma parte da potência produzida pelo grupo moto-propulsor. Tal potência requerida pode ser associada com uma força de arrasto adicional conhecida como o arrasto induzido.

Como os vórtices de ponta de asa são mais intensos nos pousos e decolagens, onde a velocidade de voo é baixa e o coeficiente de sustentação é alto, o arrasto induzido é grande nestas condições, representando cerca de 70% do arrasto total do avião. A grandes velocidades, o arrasto induzido é uma pequena componente, constituindo somente 5% a 15% do arrasto total.

4.4.2 MÉTODOS PARA REDUZIR A INFLUÊNCIA DOS VÓRTICES DE PONTA DE ASA

Como os vórtices de ponta de asa são prejudiciais ao rendimento de uma aeronave, foram desenvolvidas modificações de projeto para diminuir sua formação e reduzir sua influência. Estas modificações dizem respeito a forma geométrica da asa, principalmente na região das pontas. Os métodos básicos são os seguintes:

a) ALONGAMENTO

O alongamento "A" é a razão entre o quadrado da envergadura e a área "S" de uma asa:

$$A = \frac{b^2}{S}$$

Para o caso de uma asa retangular com corda "c" constante e onde $S = b \times c$, temos:

$$A = \frac{b}{c}$$

Assim, o alongamento é uma medida da esbelteza de uma asa; uma asa longa e estreita possuirá um grande alongamento, enquanto uma asa curta e larga terá um pequeno alongamento.

O alongamento tem uma grande influência sobre o coeficiente de sustentação de uma asa e sobre sua eficiência. Comparemos o que ocorre com duas asas retas de secções transversais semelhantes e constantes, com envergaduras diferentes e, portanto, alongamentos diferentes, como mostrado na figura 4.11.

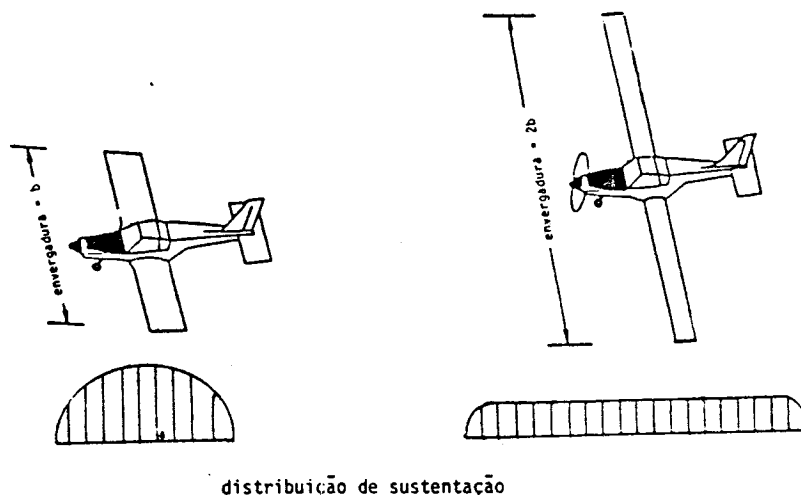


FIGURA 4.11 - O alongamento e a distribuição de sustentação na asa.

Se ambas as asas estão voando a uma mesma velocidade e a um mesmo ângulo de ataque, temos a distribuição de sustentação como indicado na figura 4.11. Pode-se concluir visualmente, através da figura, que se calcularmos a média da distribuição de sustentação para ambas as asas, esta será maior para a asa de maior alongamento. Em outras palavras, a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa mais alongada é mais uniforme. Isto quer dizer que o coeficiente de sustentação da asa mais alongada é maior. O gráfico da figura 4.12 mostra como variam os coeficientes de sustentação com relação ao ângulo de ataque para as asas apresentadas na figura anterior.

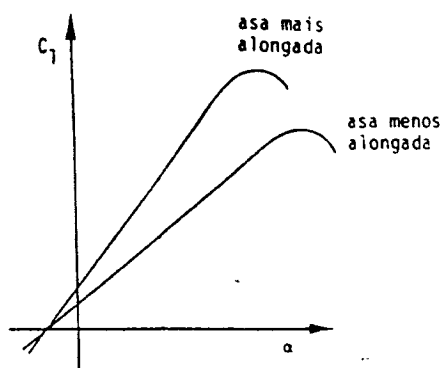


FIGURA 4.12 - A influência do alongamento sobre o coeficiente de sustentação.

É interessante observarmos que a influência dos vórtices sobre a asa mais alongada é menor, pois sua distribuição de sustentação é mais uniforme. Isto nos leva a concluir que asas mais alongadas são mais eficientes.

b) DIMINUIÇÃO DA ESPESSURA DO PERFIL DA ASA

A diminuição da espessura de uma asa ocorre, geralmente, a partir da raiz em direção as pontas da mesma, sendo que o comprimento da corda do perfil permanece constante ao longo da envergadura. A figura 4.13 mostra uma asa com tal característica.

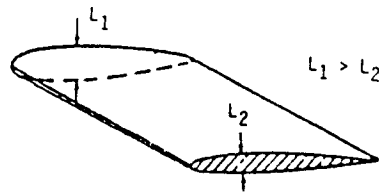


FIGURA 4.13 - Diminuição da espessura do perfil da asa.

Devido a diminuição da espessura, a diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso da asa também diminui progressivamente em direção as pontas. Portanto, existe menor tendência para formação dos vórtices de ponta, os quais apresentam-se menos intensos e, conseqüentemente, o arrasto induzido é menor, comparativamente a asas sem diminuição de espessura.

c) AFILAMENTO

O afilamento é definido como a diminuição progressiva da seção transversal de uma asa geralmente a partir da raiz em direção as pontas da mesma, como pode ser visualizado na figura 4.14.



FIGURA 4.14 - Afilamento.

Asas com afilamento possuem uma menor influência dos vórtices de ponta e menor arrasto induzido, porque a diminuição progressiva da corda, em direção as pontas, provoca uma diminuição na intensidade dos vórtices gerados, devido ao menor campo de influência das pontas da asa sobre o fluxo de ar.

d) **DISPOSITIVOS INCORPORADOS ÀS PONTAS DAS ASAS**

Outro método para inibir a formação dos vórtices é o de fixar dispositivos nas pontas das asas, tais como tanques e placas, como mostrado na figura 4.15.

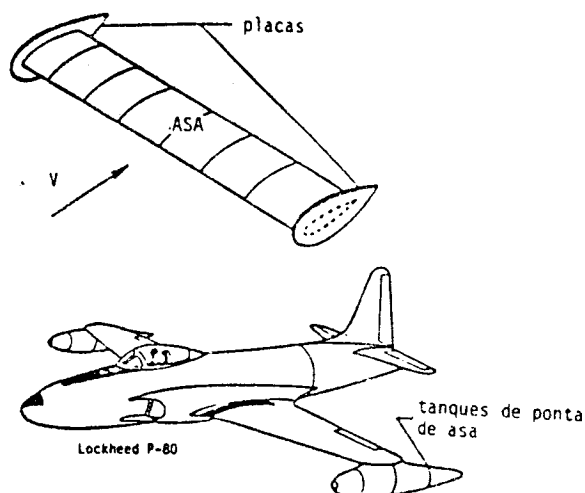


FIGURA 4.15 - Dispositivos incorporados às pontas das asas.

Estes dispositivos servem como obstáculo, dificultando o fluxo de ar do intradorso para o extradorso, ao redor das pontas das asas.

Atualmente está se desenvolvendo e difundindo o uso dos **winglets**: são como pequenas asas fixadas verticalmente sobre a superfície superior das pontas das asas. Um winglet típico é mostrado na figura 4.16

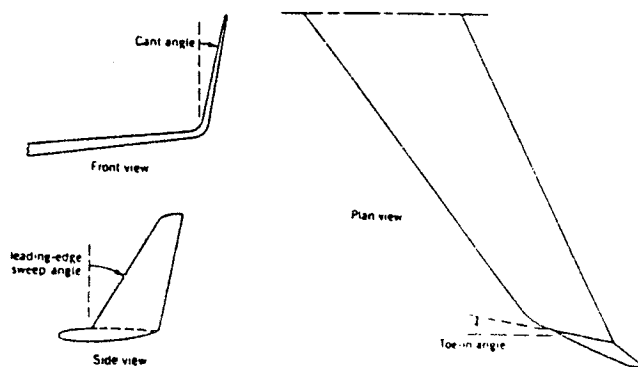


FIGURA 4.16 - Winglets.

Os winglets, além de possuírem menor peso que os tanques e as placas mostrados anteriormente, são mais eficientes, pois sua forma e disposição tendem a criar um fluxo inverso ao gerado pelas pontas das asas, inibindo a formação dos vórtices e diminuindo o arrasto induzido.

4.5 TORÇÃO DA ÁSA

A torção de uma asa é a variação do ângulo de incidência dos perfis ao longo de sua envergadura. Um decréscimo no ângulo de incidência em direção às pontas da asa é chamado **washout** enquanto que um aumento no ângulo de incidência em direção as pontas é chamado **washin**. Existem duas formas de se obter torção de uma asa:

a) TORÇÃO GEOMÉTRICA

A torção geométrica é caracterizada pela torção propriamente dita da asa. Uma asa com perfil constante ao longo da envergadura pode apresentar torção geométrica, como mostrado nas figuras 4.17(a) e 4.17(b).

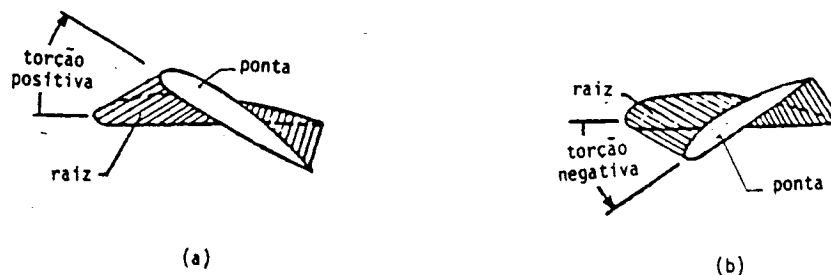


FIGURA 4.17 - Torção geométrica.

b) TORÇÃO AERODINÂMICA

A torção aerodinâmica é aquela promovida pelo uso de diferentes perfis ao longo da envergadura da asa. A torção aerodinâmica é dificilmente notada pela simples visualização da asa, como pode ser observado na figura 4.18.

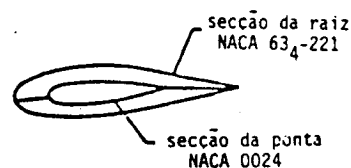


FIGURA 4.18 - Torção aerodinâmica.

A torção é principalmente utilizada para garantir boas condições de estol de uma asa. O Washout, comumente utilizado para tal finalidade, possibilita um estol progressivo, começando da raiz e dirigindo-se para as pontas da asa, conforme o ângulo de ataque do avião é aumentado.

Este tipo de torção é conveniente pois o piloto percebe quando o avião entra no processo de estol, notando a perda de sustentação da asa, porém sem grande influência

sobre as características de controle da aeronave: como os ailerons ficam geralmente localizados próximos as pontas das asas, estes não são afetados quando o avião começa a entrar em estol, garantindo o controle da aeronave nesta condição.

4.6 DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES

Nas decolagens e aterrissagens é desejável que, para garantir maior segurança nestas condições, a velocidade do avião seja a menor possível. Como sabemos, para que um avião mantenha-se em vôo nivelado, a força de sustentação "L", gerada pela asa, deve ser igual ao peso da aeronave. Então podemos escrever a seguinte expressão:

$$W = L = \frac{\rho}{2} V^2 S C_{LASA}$$

onde: C_{LASA} é o coeficiente de sustentação da asa e V é a velocidade do avião.

Desta equação resulta:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{LMAX} S}}$$

Para mínima velocidade de vôo, a asa deve operar com máxima sustentação, isto é, operar na condição de C_{LMAX} . Então temos:

$$V_{MIN} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{LMAX} S}}$$

Admitindo-se que a densidade do ar é constante e o peso do avião também, então é obvioque o único caminho para reduzir a velocidade mínima de vôo é aumentar o C_{LMAX} e/ou a área S da asa. Os dispositivos hipersustentadores têm a finalidade de aumentar a sustentação do avião a baixas velocidades de vôo. São eles basicamente:

4.6.1 SLOTS

Os slots são pequenas fendas situadas, principalmente, no bordo de ataque das asas e que servem para aumentar o coeficiente de sustentação máxima de uma asa. As figuras 4.19(a) e 4.19(b) mostram, respectivamente, uma asa sem e outra com slot. Estas figuras também mostram o princípio de funcionamento dos slots.

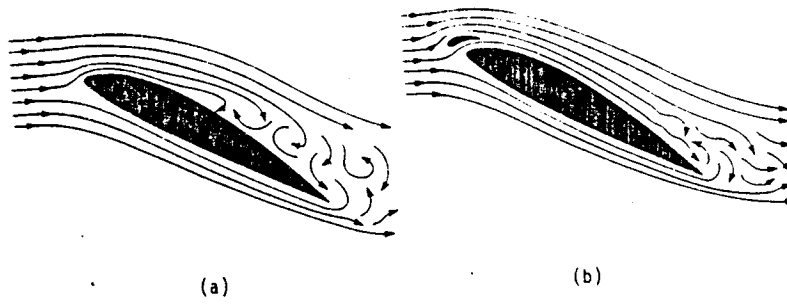


FIGURA 4.19 - Slots.

Na asa com slot, o ar flui com alta velocidade através deste dispositivo, do intradorso para o extradorso, impulsionado pela diferença de pressão entre estas duas superfícies. O ar assim desviado a grande velocidade energiza a camada limite sobre a superfície superior da asa e retarda o descolamento desta. Desse modo, a asa pode voar com grandes ângulos de ataque, sem ocorrer estol e assim obter maior coeficiente de sustentação máxima. O gráfico da figura 4.20 mostra a curva $C_L \times$ ângulo de ataque para uma asa normal e para uma asa com slot.

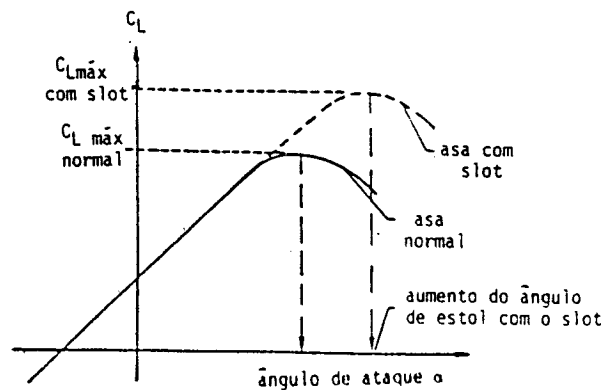


FIGURA 4.20 - O efeito do slot.

Podemos notar que, para ângulos de ataque menores que o ângulo de estol, a curva de sustentação é praticamente a mesma em ambos os casos.

Existem dois tipos de slot:

a) SLOT FIXO

São fendas de tamanho invariável, localizadas geralmente no bordo de ataque das asas. Sua desvantagem é que criam arrasto excessivo em altas velocidades de vôo.

b) SLOT MÓVEL

Os slots móveis são fendas que ficam normalmente fechadas (recolhidas), sendo acionadas somente quando necessário. Estes slots móveis são chamados slats. A figura 4.21 mostra um exemplo de slat.

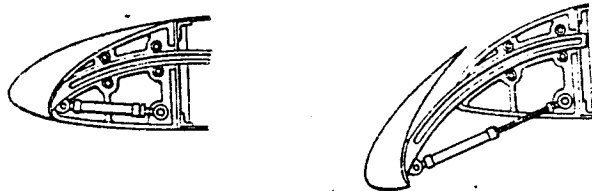


FIGURA 4.21 - Slat móvel (slat).

Em alguns aviões pequenos, o slat fica normalmente estendido pela ação de uma mola. Em vôo nivelado, o impacto do ar obriga o slat a ficar recolhido. Quando o ângulo de ataque aumenta, a mola empurra o slat para fora, como pode ser visualizado na figura 4.22 abaixo.

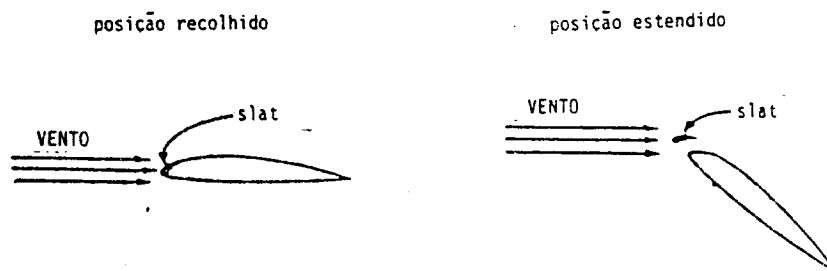


FIGURA 4.22 - Slat com mola.

A desvantagem dos slats são o seu peso adicional, complexibilidade e custo.

4.6.2 FLAPS

Os flaps são superfícies móveis situadas geralmente no bordo de fuga das asas. Servem basicamente para aumentar a curvatura ou arqueamento do perfil das asas. A figura 4.23(a) mostra um perfil de asa normal e o mesmo perfil com um flap simples na posição abaixada para aumentar sua curvatura.

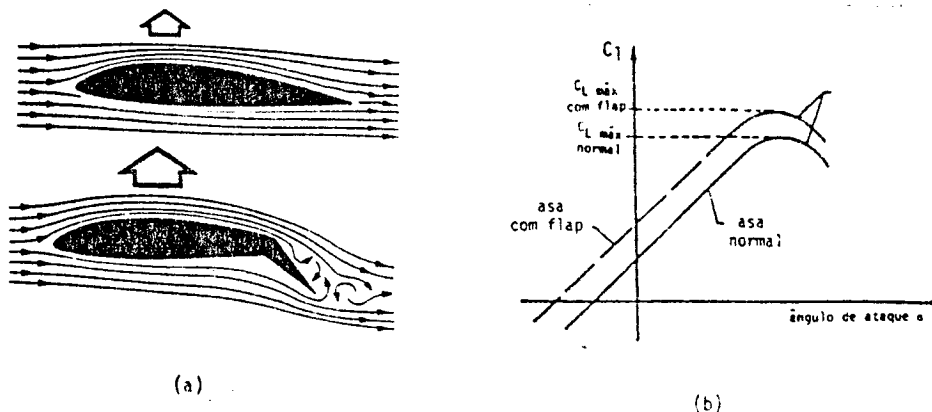


FIGURA 4.23 - O flap e seu efeito.

Os flaps não evitam o descolamento do fluxo de ar sobre o extradorso, mas aumentam o coeficiente da sustentação máxima do perfil pela maior deflexão do fluxo de ar que provocam.

O máximo coeficiente de sustentação para a asa com flap simples é maior que para a asa sem o flap, como pode ser observado pelo gráfico da figura 4.23(b). Podemos notar que a curva é deslocada para cima no caso da asa com o flap abaixado e ocorre uma pequena diminuição no ângulo crítico.

A figura 4.24 mostra um **flower flap**, o qual pode se mover para trás, aumentando a área da asa, e também para baixo, aumentando a curvatura do perfil da mesma. Este tipo de flap promove um grande aumento no coeficiente de sustentação máxima.

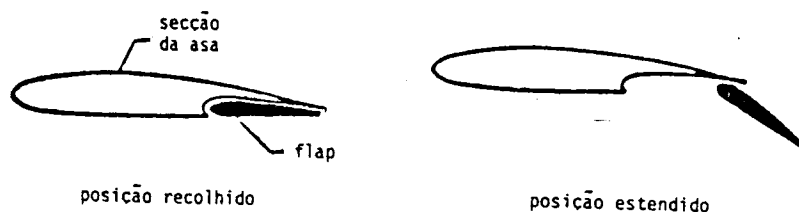


FIGURA 4.24 - Flower flap.

Outro tipo de flap, porém pouco utilizado é o flap ventral mostrado na figura 4.25.

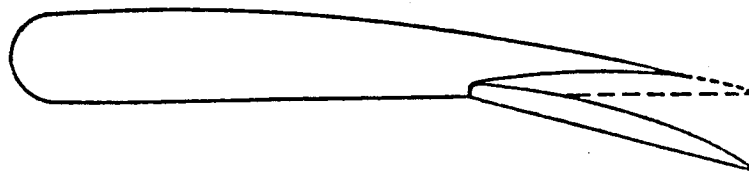


FIGURA 4.25 - Flap ventral.

A figura 4.26 mostra uma combinação de flap e slots, muitíssimo utilizada nas grandes aeronaves comerciais modernas. Os slots ajudam a retardar a separação da camada limite sobre a superfície do flap e assim aumentar a sustentação máxima.

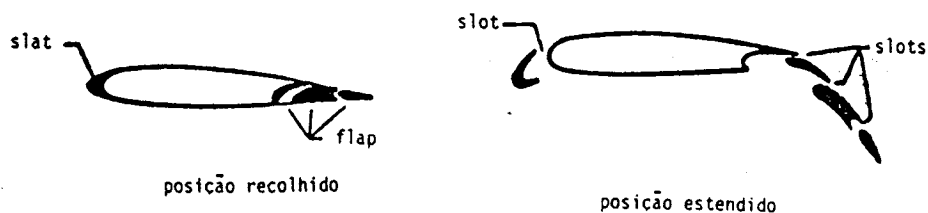


FIGURA 4.26 - Flap com slots.

Existem outros tipos de flaps que possuem a particularidade de se situarem na borda de ataque da asa: são os chamados flaps de bordo de ataque. Alguns desses flaps são apresentados na figura 4.27(a) e 4.27(b).

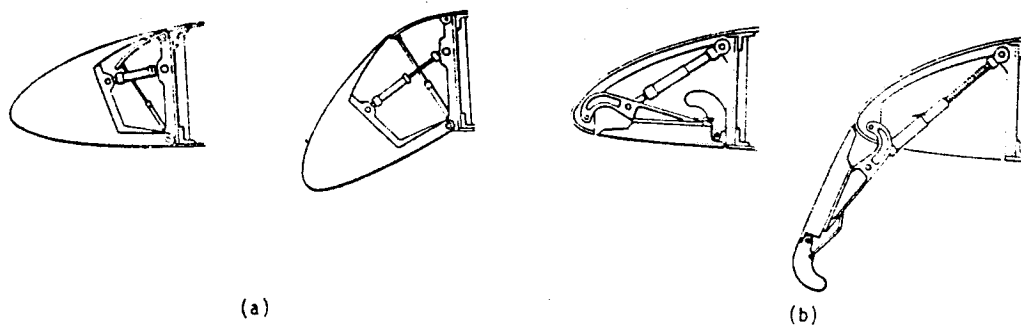


FIGURA 4.27 - Flap de bordo de ataque.

O dispositivo da figura 4.27(b) é conhecido como **kruger flap**.

4.7 SPOILERS

Os spoilers são superfícies móveis localizadas, geralmente na superfície superior das asas dos aviões, como mostrado na figura 4.28.

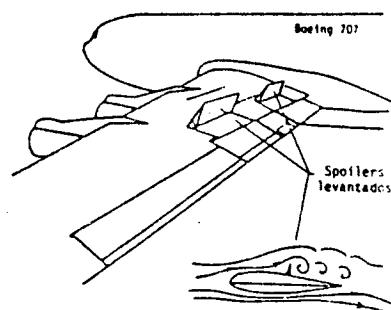


FIGURA 4.28 - Spoilers.

São utilizados principalmente pelos grandes jatos comerciais, na hora do pouso: quando acionados, destroem rapidamente a sustentação gerada pela asa, de modo que o avião pode assentar seu trem de pouso sobre o solo sem quicar, isto é, sem saltar. Isto permite que os freios do trem de pouso funcionem mais eficientemente, devido a proporcionar maior aderência dos pneus ao chão. Além disso também funcionam como freios aerodinâmicos.

É interessante comentar também que os spoilers das asas, sendo acionados de maneira assimétrica durante o voo,

possibilitam inclinar as asas de maneira a levantar uma e baixar a outra.

4.8 FLUXO TRANSVERSAL

Sabemos que a pressão na parte central do perfil é menor do que nas regiões do bordo de ataque e do bordo de fuga, devido ao aumento da velocidade do ar nesta região. Esse fato faz com que as linhas de fluxo não sigam a direção original do escoamento. No bordo de ataque, o ar escoa em direção à fuselagem e, no bordo de fuga, ele escoa em direção às pontas das asas. Esse fluxo tortuoso é chamado **fluxo transversal**, e a camada limite perde velocidade ao longo do mesmo, podendo inclusive descolar-se. Os maus efeitos do fluxo transversal podem ser amenizados através de **wing fences** colocados nos bordos de ataque das asas, como mostrado na figura 4.29.

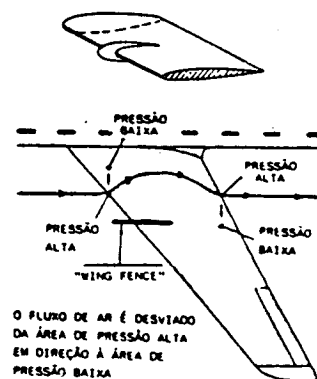


FIGURA 4.29 - Wing Fence e o fluxo transversal.

CAPITULO

5 AERODINÂMICA DE ALTA VELOCIDADE

5.1 INTRODUÇÃO

O voo das aeronaves de alta velocidade é afetado pelo aparecimento de diversos fenômenos aerodinâmicos que não ocorrem no voo em baixa velocidade. Esses fenômenos dão características especiais ao voo das modernas aeronaves executivas, comerciais e principalmente militares, surgindo daí a necessidade do piloto conhecê-los antes de aprender a operar cada equipamento específico.

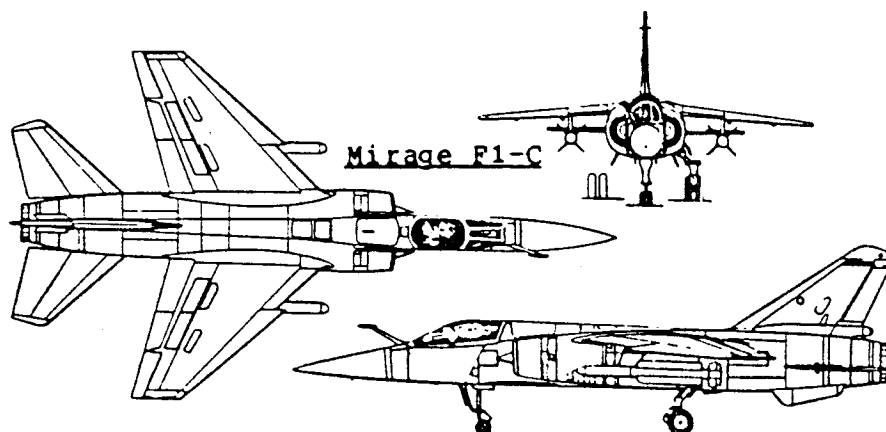


FIGURA 5.1 - Aeronave de alta velocidade.

5.2 VÔO EM BAIXA VELOCIDADE

Durante um voo em baixa velocidade, o movimento do avião afeta as partículas de ar que estão à sua frente. Essa camada de ar, por sua vez, desloca as partículas de ar situadas mais à frente. Essa onda de impulsos em cadeia propaga-se sob forma de ondas de pressão esféricas, a velocidade do som, conforme mostra a figura 5.2 a seguir.



FIGURA 5.2 - Voo a baixa velocidade.

Grças a essa onda de impulsos, o ar atmosférico, situado muito à frente do avião, desloca-se antecipadamente. O escoamento do ar é, portanto, suave e gera pequeno arrasto como podemos observar na figura 5.3 :

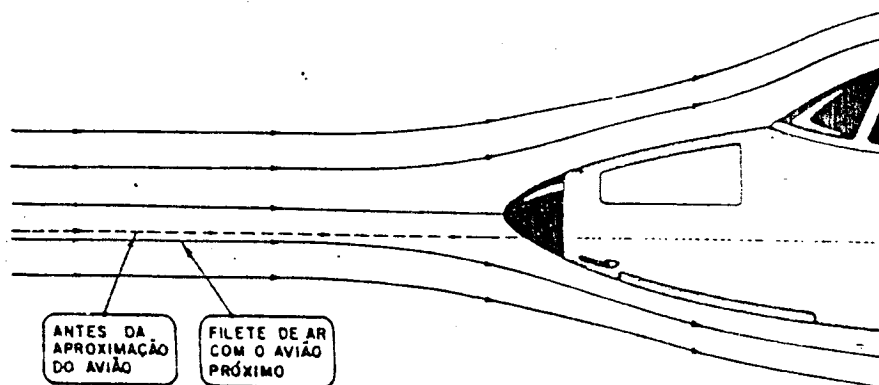


FIGURA 5.3 - Comportamento do fluxo de ar a baixa velocidade.

5.3 VÃO SÔNICO

Quando o avião voa com a velocidade do som, as ondas de pressão não conseguem afastar-se do avião, pois este é tão veloz quanto aquelas. Em consequência, como podemos observar na figura 5.4, as ondas de pressão ficam acumuladas no nariz do avião, formando uma fina camada de ar comprimido, chamada onda de choque.

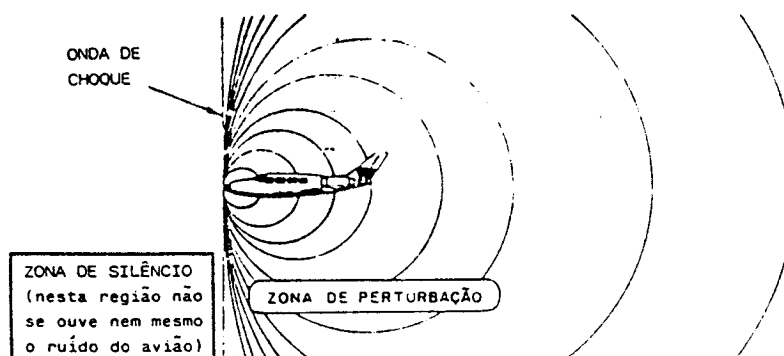


FIGURA 5.4 - Voo sônico.

É fácil compreender que, na velocidade do som, as camadas de ar à frente do avião não podem ser "avisadas" da aproximação deste. Elas são colhidas de surpresa e recebem o impacto do avião, sendo então comprimidas e achatadas na onda de choque. Neste caso, esta recebe o nome de onda de proa, porque forma-se na proa (nariz) do avião. É uma onda normal (ou perpendicular) à direção do voo. O ar comprimido dentro dessa onda dificulta o avanço do avião, criando assim um grande arrasto.

5.4 VÔO SUPERSÔNICO

Quando o avião voa em velocidade superior a do som dizemos que ele está em vôo supersônico. A onda de proa deixa de ser normal e torna-se oblíqua, tomando a forma de um cone, chamado cone de Mach. A figura 5.5 mostra um avião em vôo supersônico.

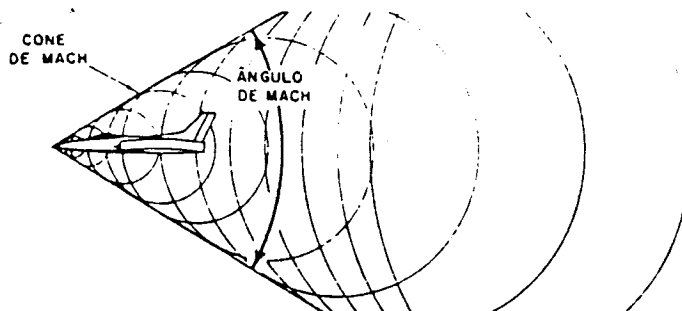


FIGURA 5.5 - Vôo supersônico

A abertura do cone de Mach é chamada ângulo de Mach, e quanto maior a velocidade do avião, menor será o ângulo de Mach.

5.4.1 NÚMERO DE MACH

As velocidades elevadas são medidas através do número de Mach, que é a razão entre a velocidade "V" do avião e a velocidade do som "a" no mesmo nível de vôo:

$$M = \frac{V}{a}$$

O termo "Mach" vem de Ernst Mach, um físico austríaco que teve notável destaque no estudo do fluxo supersônico.

A velocidade do som depende unicamente da temperatura. Todavia, um avião voando a uma mesma velocidade constante, terá um número de Mach tanto mais alto quanto maior for sua altitude de vôo. Isso acontece porque, como já sabemos, a temperatura diminui com o aumento da altitude, tornando menor a velocidade do som. Portanto, para uma mesma velocidade de vôo, em relação a Terra, a altitudes maiores, o número de Mach também se tornará maior.

5.4.2 NÚMERO DE MACH CRÍTICO

Já sabemos que a velocidade do ar sofre um aumento no extradorso da asa. Isso dá origem a um fenômeno de alta velocidade, que será explicado no exemplo a seguir.

Suponhamos que um avião esteja voando a 800 Km/h numa altitude onde a velocidade do som é igual a 1.000 Km/h. Seu

número de Mach será portanto igual a 0,8. A figura 5.6 abaixo mostra o perfil da asa desse avião, onde podemos notar que o escoamento atinge a velocidade de 1.000 Km/h, portanto número de Mach igual a 1, em algum ponto do extradorso. Nesse ponto, aparece uma onda de choque, que poderá fazer a asa entrar parcialmente em estol.

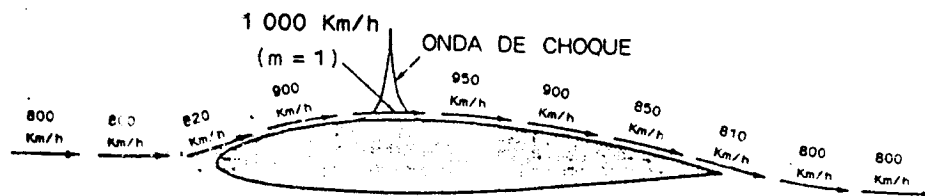


FIGURA 5.6 - Variação da velocidade do fluxo de ar sobre uma asa.

No exemplo acima, a onda de choque aparece pela primeira vez no avião sobre o extradorso da asa, junto a fuselagem, onde a espessura do perfil é maior, quando o avião atinge o número de Mach 0,8. Dizemos então, que o avião atingiu seu número de Mach crítico e seu valor é igual a 0,8.

Quando o avião atinge o número de Mach crítico, aparece uma onda de choque sobre a asa. As pressões elevadas que existem atrás dessa onda de choque dificultam o avanço da camada limite, que poderá inclusive parar sobre o extradorso. Se isso acontecer, a camada limite separar-se-á da asa, gerando uma esteira de ar turbilhonado. Tal ocorrência, como sabemos, diminui a eficiência da asa. Portanto, a asa deve ser construída de modo que a onda de choque apareça o mais tardiamente possível, ou seja, de modo que o número de Mach crítico seja o maior possível.

Vamos apresentar as maneiras básicas utilizadas atualmente para aumentar o número de Mach crítico e dessa maneira retardar ao máximo a formação da onda de choque:

a) PERFIL LAMINAR

O perfil laminar, mostrado na figura 5.7, possui uma espessura bem menor que a dos perfis convencionais.



FIGURA 5.7 - Perfil laminar.

Por ser mais fino, a velocidade do ar sobre o extradorso é menor que nos perfis convencionais e, portanto, a formação da onda de choque é retardada possibilitando ao avião voar com velocidades maiores.

b) PERFIL SUPERCRÍTICO

O perfil supercrítico, mostrado na figura 5.8, é um aerofólio que apresenta uma curvatura do extradorso menos acentuada de modo que o ar é menos acelerado sobre ele.



FIGURA 5.8 - Perfil supercrítico.

Embora a diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso seja menor, a distribuição de pressão é mais equalizada ao longo da corda desse perfil e a sua eficiência é equivalente a de um perfil comum, com a vantagem de apresentar a ocorrência de onda de choque a uma velocidade superior do que a deste último.

c) GERADORES DE VÓRTICE

O descolamento da camada limite pode ser evitado através de geradores de vórtices. Esses geradores de vórtices, como mostrado na figura 5.9, são lâminas inclinadas que funcionam como se fossem pequenas pontas de asa.

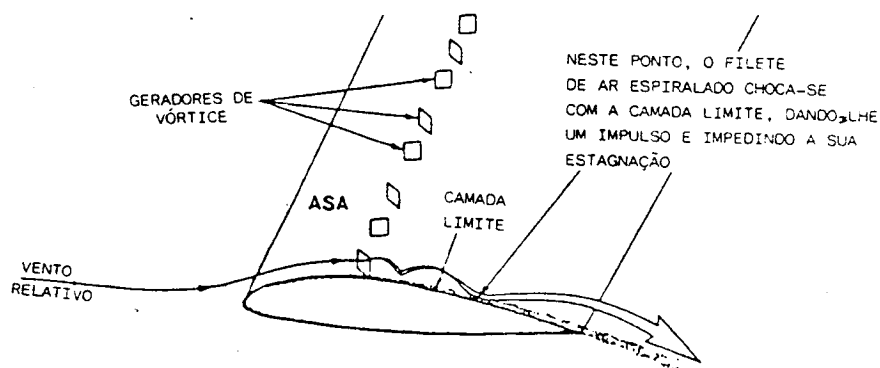


FIGURA 5.9 - Geradores de vórtice.

O tubilhonamento induzido cria um filete de ar espiralado de alta velocidade, que choca-se de encontro à camada limite prestes a estagnar, dando-lhe novo impulso. Isso permite a camada limite continuar deslizando sobre a asa sem causar descolamento.

d) ENFLECHAMENTO DA ASA

O número de Mach crítico também pode ser aumentado através do uso de asas enflechadas. Nessas, a componente da velocidade do ar, no sentido perpendicular à linha da envergadura da asa, é menor que a velocidade do vento relativo sobre o avião, conforme mostra a figura 5.10.

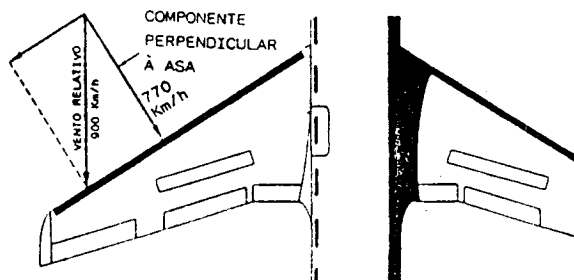
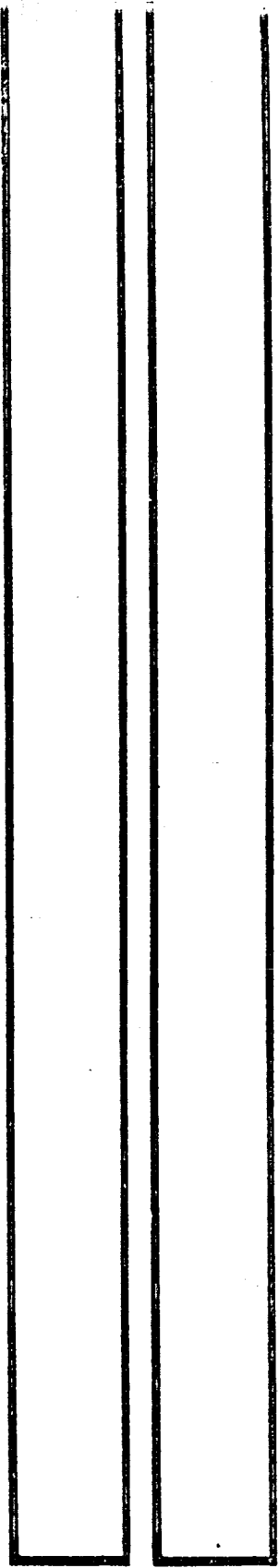


FIGURA 5.10 - Enflechamento da asa.

Um outro perfil supersônico é mostrado na figura 5.13 e é composto de duas superfícies convexas.



FIGURA 5.13 - Perfil supersônico.



CAPITULO 6

6 ESTABILIDADE

6.1 CONCEITO

A estabilidade é definida como a tendência que um corpo possui de voltar para sua condição de equilíbrio, após ter sido deslocado dela por meio de um distúrbio externo qualquer. De acordo com a lei de Newton, é condição para que um corpo esteja em equilíbrio, que a soma das forças sobre ele seja nula e que seja também nula a soma dos momentos em relação a qualquer ponto do corpo considerado.

6.1.1 ESTABILIDADE ESTÁTICA

A tendência que um corpo possui de retornar à condição de equilíbrio, após uma perturbação externa, é chamada **Estabilidade Estática**.

Se um corpo, após ser perturbado, tende a retornar para a condição de equilíbrio na qual se encontrava antes da perturbação, então ele é dito estar numa condição de equilíbrio estável e ser **Estaticamente Estável**. Isto pode ser representado por uma esfera colocada numa canaleta, como mostrado na figura 6.1(a): mesmo sendo deslocada de sua posição de equilíbrio, a esfera retorna para ela.

Se o corpo não possui a tendência de retornar a sua condição de equilíbrio inicial, distanciando-se dela facilmente, ele é dito estar numa condição de equilíbrio instável e ser **Estaticamente Instável**. Isto é representado pela esfera da figura 6.1(b) colocada sobre o cume de uma saliência: qualquer perturbação tende a fazê-la sair da condição de equilíbrio, não retornando mais à ela.

Se o corpo permanece em equilíbrio em qualquer posição para onde é deslocada após a perturbação, ele é dito estar numa condição de equilíbrio indiferente e ser **Estaticamente Indiferente**. Isto é representado pela esfera apoiada sobre uma superfície plana apresentada na figura 6.1(c).

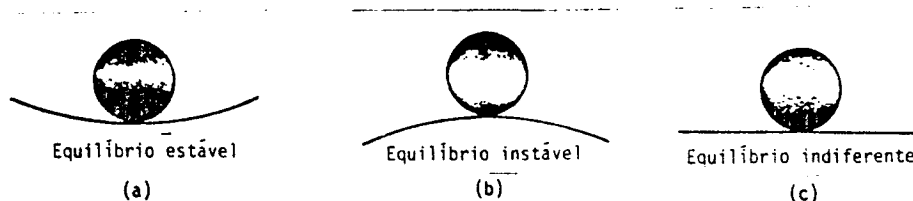


FIGURA 6.1 - Condições de equilíbrio.

6.1.2 ESTABILIDADE DINÂMICA

A estabilidade dinâmica diz respeito ao movimento que um corpo realiza, ao longo do tempo, tendendo ou não a retornar

à condição de equilíbrio, da qual foi afastado, devido a uma perturbação qualquer.

Um corpo estaticamente estável, isto é, que possui a tendência de retornar à condição de equilíbrio, pode apresentar um comportamento dinâmico que pode ser classificado em estável, instável ou indiferente.

Um corpo estaticamente estável é dito **Dinamicamente Estável** se ele retorna a sua condição de equilíbrio inicial, realizando um movimento simples, como mostrado na figura 6.2(a), ou realizando uma série de oscilações em torno da condição de equilíbrio, com amplitude diminuindo no tempo, como indicado na figura 6.2(b).

Um corpo estaticamente estável é dito **Dinamicamente Indiferente** se este movimenta-se em torno da condição de equilíbrio, através de uma série de oscilações, com amplitude constante no tempo, como mostrado na figura 6.2(c).

Este mesmo corpo seria dito **Dinamicamente Instável** se realizasse movimento de oscilação, com amplitude cada vez maior em torno da condição de equilíbrio, como indicado na figura 6.2(d).

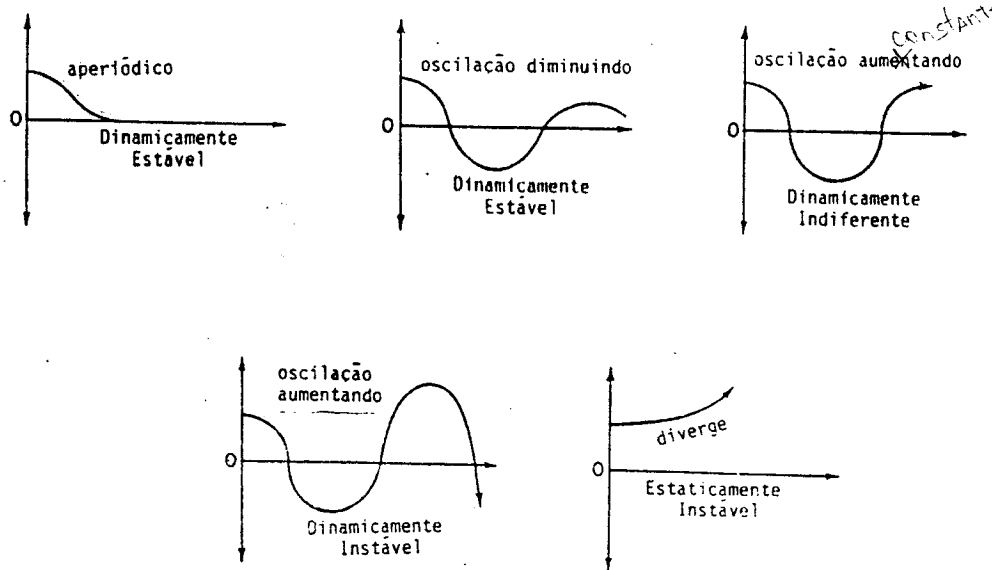


FIGURA 5.2 - Estabilidade dinâmica.

6.2 EIXOS DE MOBILIDADE DO AVIÃO

Um avião pode realizar movimento em torno de três eixos perpendiculares, que passam pelo centro de gravidade, os quais são indicados na figura 6.3.

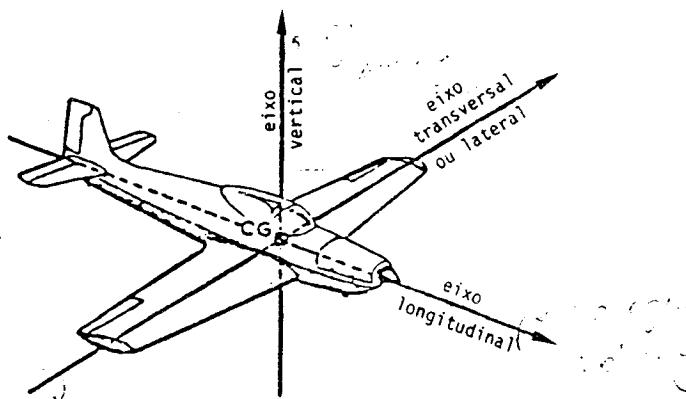


FIGURA 6.3 - Eixos de mobilidade de um avião.

O movimento em torno do eixo transversal é chamado arfagem ou tangagem. Este movimento pode ser efetuado em dois sentidos (ver figura 6.4):

- para cima (cabrar ou arfar), quando o avião levanta o nariz; e
- para baixo (picar), quando a aeronave baixa o nariz.

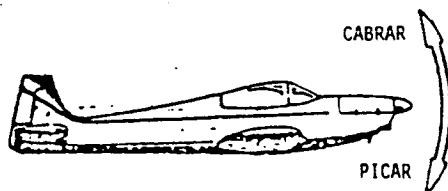


FIGURA 6.4 - Movimentos em torno do eixo transversal.

O movimento em torno do eixo longitudinal chama-se rolagem, rolamento, bancagem ou inclinação lateral e também pode ser efetuado em dois sentidos (ver figura 6.5):

- rolamento para a esquerda, quando o avião levanta a asa direita e baixa a esquerda; e
- rolamento para a direita, quando a aeronave levanta a asa esquerda e baixa a direita.

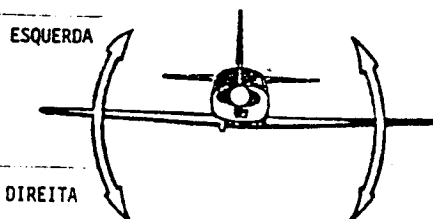


FIGURA 6.5 - Movimentos em torno do eixo longitudinal.

O movimento em torno do eixo vertical chama-se guinada e pode ser efetuada em dois sentidos (ver figura 6.6):

- guinada para a direita, e
- guinada para a esquerda.

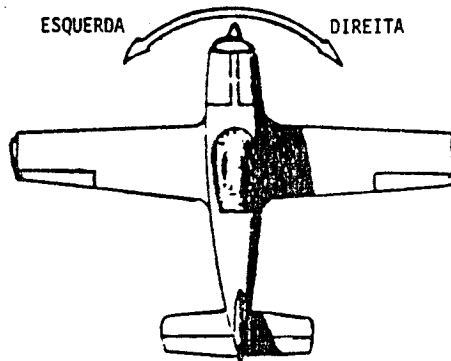


FIGURA 6.6 - Movimentos em torno do eixo vertical.

Interessa-nos compreender como o avião consegue manter-se em equilíbrio estável nos três eixos de movimento.

6.3 ESTABILIDADE LONGITUDINAL

A estabilidade longitudinal diz respeito a tendência de um avião de permanecer numa condição de voo nivelado, retilíneo, com ângulo de ataque e velocidade constantes, isto é, numa condição de voo equilibrado longitudinalmente.

*Distância da pressão do ar
em relação ao C.G.
a propósito de C.P. devido
ao ângulo de ataque
de C.P. devido ao
arrasto*

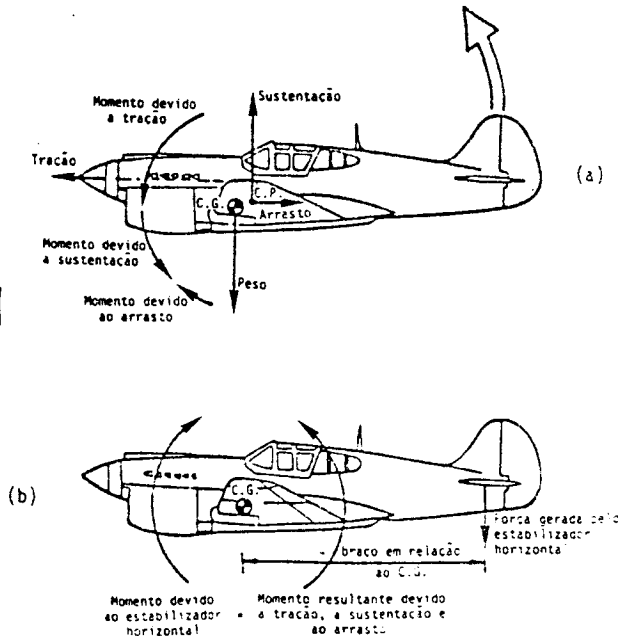


FIGURA 6.7 - Forças sobre uma aeronave em equilíbrio longitudinal.

A figura 6.7 (a) mostra um avião na condição de equilíbrio longitudinal e as forças e momentos existentes. Neste exemplo, as forças atuantes são: o peso sobre o centro de gravidade do avião; a sustentação e o arrasto, sobre o centro aerodinâmico; e a força propulsora da hélice, sobre a linha de tração. Neste exemplo, o centro aerodinâmico está localizado atrás do centro de gravidade do avião. Como podemos observar, a sustentação e a força de tração da hélice produzem momentos picadores, enquanto o arrasto produz um momento de arfagem (momento cabrador). Podemos ver que estes momentos não se cancelam, havendo a necessidade de um outro momento para equilibrá-los. O estabilizador horizontal é uma pequena asa colocada na cauda do avião e que gera o momento necessário para o balanceamento, como pode ser observado na figura 6.7 (b).

Existe uma grande relação entre a velocidade de voo e o ângulo de ataque do avião. Quando a velocidade aumenta, a sustentação gerada pela asa tende a aumentar. Portanto, o ângulo de ataque deve ser diminuído, para manter horizontal a trajetória de voo. O ângulo de ataque para o qual o equilíbrio é mantido, a uma dada velocidade, é chamado **ângulo de ataque de equilíbrio**. Para cada velocidade de voo existe um ângulo de ataque de equilíbrio correspondente.

6.3.1 ESTABILIDADE ESTÁTICA LONGITUDINAL

Uma aeronave em voo equilibrado longitudinalmente, após ser perturbada, isto é, após ter seu ângulo de ataque mudado devido a uma rajada por exemplo, terá um comportamento tentando ou não a voltar ao equilíbrio. A figura 6.8 apresenta os comportamentos possíveis de um avião após receber uma rajada ascendente.

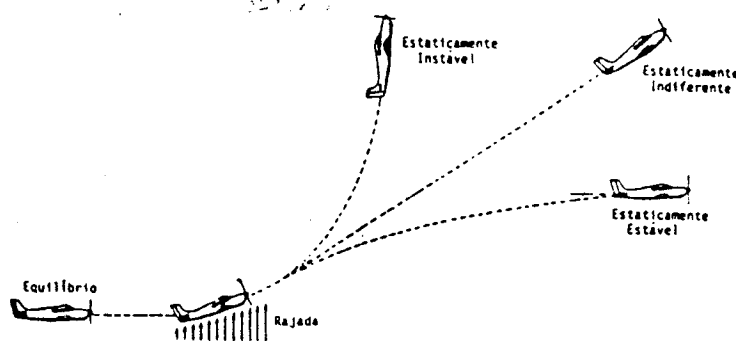


FIGURA 6.8 - Estabilidade estática longitudinal.

De acordo com este comportamento uma aeronave poderá ser classificada em:

a) AERONEVE ESTATICAMENTE ESTÁVEL

Uma aeronave é dita estaticamente estável se, após a perturbação, aparecerem momentos que tendem restituir ao avião a sua condição de equilíbrio inicial.

O gráfico da figura 6.9 representa esquematicamente como varia o momento resultante sobre o C.G. em função do ângulo de ataque de um avião estaticamente estável.

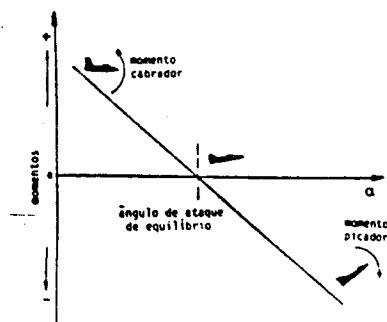


FIGURA 6.9 - Aeronave estaticamente estável.

Como podemos ver pela figura 6.9, no ângulo de ataque de equilíbrio, a soma de todos os momentos sobre o C.G. do avião é nula. Momentos negativos surgem, tendendo a picar o avião, quando o ângulo de ataque é maior que o ângulo de equilíbrio e momentos positivos aparecem, forçando-o a cabrar, quando o ângulo de ataque é menor que o de equilíbrio.

b) AERONAVE ESTATICAMENTE INSTÁVEL

Uma aeronave é dita estaticamente instável quando, após a perturbação, aparecem momentos que tendem a afastá-la ainda mais de sua condição de equilíbrio. A figura 6.10 mostra como varia o momento resultante sobre o C.G. de uma aeronave estaticamente instável em função do ângulo de ataque.

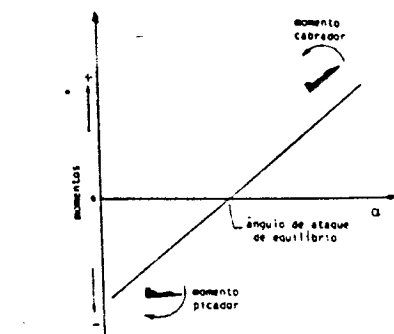


FIGURA 6.10 - Aeronave estaticamente instável.

Vamos considerar que a aeronave esteja voando no ângulo de ataque de equilíbrio. Através do gráfico da figura 6.10, podemos observar que quando o ângulo de ataque é aumentado, devido a uma perturbação qualquer, aparecem momentos que tendem a cabrá-lo mais ainda. Quando o ângulo de ataque é diminuído, surgem momentos que tendem a fazer a aeronave picar ainda mais.

c) AERONAVE ESTATICAMENTE INDIFERENTE

Uma aeronave é dita estaticamente indiferente quando não apresenta nenhuma tendência de retornar para a condição de equilíbrio anterior permanecendo na nova atitude a qual foi deixada, após sofrer uma perturbação. Podemos observar tal comportamento pelo gráfico da figura 6.11, onde o momento resultante em torno do C.G. do avião é

sempre zero para qualquer ângulo de ataque, isto é, para qualquer atitude do avião.

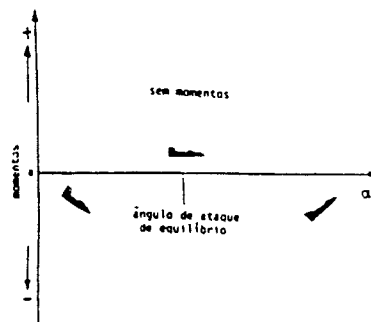


FIGURA 6.11 - Aeronave estaticamente indiferente.

6.3.2 FUNÇÃO DO ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Além de equilibrar os momentos gerados pelos outros elementos do avião na condição de equilíbrio, o estabilizador ou empenagem horizontal tem a finalidade de assegurar a estabilidade longitudinal da aeronave. Como mostrado na figura 6.12, quando a aeronave em vôo equilibrado levanta o nariz devido a uma perturbação qualquer, o ângulo de ataque do estabilizador horizontal aumenta, gerando uma força para cima que tende a levantar a cauda do avião. Quando a aeronave abaixa o nariz, o ângulo de ataque do estabilizador diminui ou torna-se negativo, diminuindo a força para cima gerada por ele ou gerando uma força para baixo, que tende a restituir o equilíbrio longitudinal à aeronave.

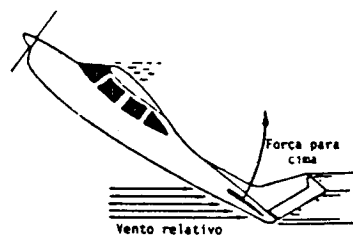


FIGURA 6.12 - O estabilizador horizontal e a estabilidade longitudinal.

Um grande estabilizador proporciona maior estabilidade estática ao avião do que um estabilizador pequeno, pois produz maiores momentos estabilizantes. Naturalmente, a distância do estabilizador em relação ao C.G. do avião também é importante: quanto maior esta distância maior é o momento estabilizante gerado pela empenagem horizontal. Outro fator que influe na eficiência do estabilizador é a sua posição em relação ao fluxo de esteira das asas: se o fluxo incide diretamente sobre o estabilizador, a eficiência deste último diminui. Por isso, no projeto de aeronaves, procura-se posicionar o estabilizador o mais longe possível

da influência do fluxo de esteira das asas, como mostrado na figura 6.13.

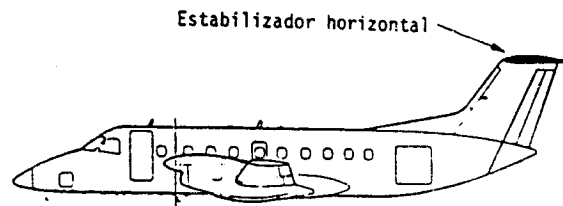


FIGURA 6.13 - Avião Brasília.

6.3.3 A INFLUÊNCIA DA POSIÇÃO HORIZONTAL DO C.G. DO AVIÃO

Vamos considerar o avião na condição de voo equilibrado, como mostrado na figura 6.7. Notamos que a somatória das forças e dos momentos é nula para a condição mostrada. Se a posição horizontal do C.G. do avião naquela condição é mudada, a somatória das forças ainda continuará nula, porém a somatória dos momentos será diferente de zero, pois os braços em relação ao C.G. variaram.

A posição horizontal do C.G. do avião tem grande influência na sua estabilidade longitudinal. Quanto mais à frente do centro de pressão da asa o C.G. está localizado, tanto mais estável será o avião. Isto pode ser explicado da seguinte maneira.

Num avião em voo horizontal estável e cujo C.G. está localizado à frente do centro de pressão da asa, o estabilizador horizontal deverá ter um ângulo de ataque negativo, de maneira a criar uma força de sustentação negativa, para anular o momento picador produzido pela asa (ver figura 6.14). Para simplificar, vamos adotar que os momentos gerados pela força de tração da hélice e pela força de arrasto se anulam em qualquer atitude de voo.

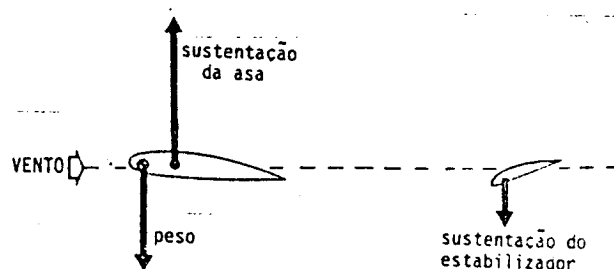


FIGURA 6.14 - Centro de gravidade localizado à frente do centro de pressão da asa.

Se o ângulo de ataque do avião é aumentado por um motivo qualquer, uma rajada ascendente por exemplo, a força de sustentação da asa aumenta, enquanto a força gerada pela

empenagem horizontal diminuir (ver figura 6.15). Deste modo a aeronave tenderá a diminuir o ângulo de ataque, pois o momento cabrador gerado pela empenagem diminuir, ao mesmo tempo em que o momento picador gerado pela asa aumenta.

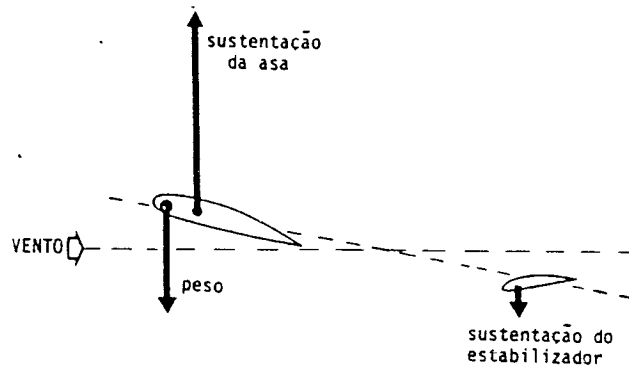


FIGURA 6.15 - Variação das forças com o aumento do ângulo de ataque do avião.

Se o ângulo de ataque do avião é diminuído, a força de sustentação da asa diminui, ao mesmo tempo em que a força para baixo gerada pela empenagem horizontal aumenta e, desta maneira, a aeronave tenderá a aumentar o ângulo de ataque (ver figura 6.16).

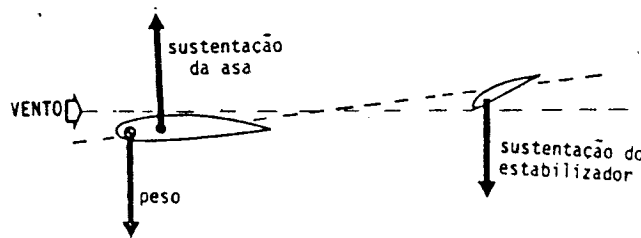


FIGURA 6.16 - Variação das forças com a diminuição do ângulo de ataque do avião.

Numa aeronave onde o C.G. está localizado atrás do centro de pressão da asa, o estabilizador horizontal deverá ter um ângulo de ataque positivo, de modo a criar uma força de sustentação positiva, para anular o momento cabrador produzido pela asa, como indicado na figura 6.17.

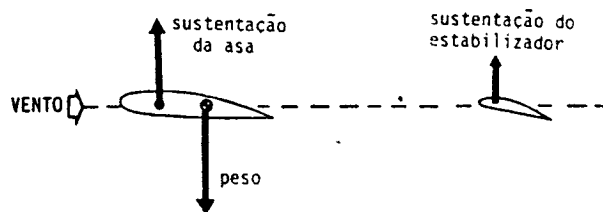


FIGURA 6.17 - Centro de gravidade localizado atrás do centro de pressão da asa.

Se o ângulo de ataque do avião é aumentado, os ângulos de ataque da asa, do estabilizador e as forças geradas por estes elementos aumentam (ver figura 6.18).

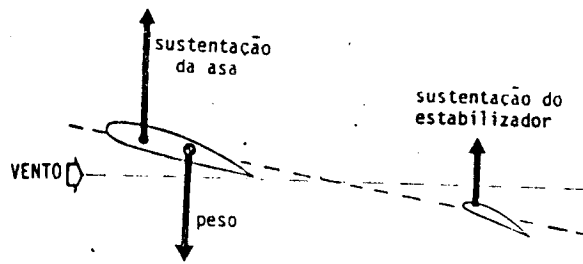


FIGURA 6.18 - Variação das forças com o aumento do ângulo de ataque do avião.

Da mesma maneira, se o ângulo de ataque do avião é diminuído, os ângulos de ataque da asa, do estabilizador e as forças geradas por estes elementos diminuem (ver figura 6.19).

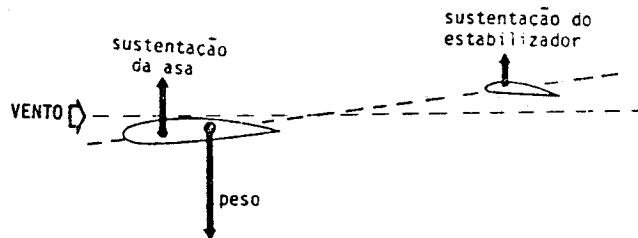


FIGURA 6.19 - Variação das forças com a diminuição do ângulo de ataque do avião.

Pode ocorrer, neste último caso, que a variação na força de sustentação da asa não seja proporcionalmente maior que a variação na força gerada pela empenagem horizontal, e a aeronave pode se tornar instável. A figura 6.20 mostra, esquematicamente, como pode variar a estabilidade e o momento resultante sobre o C.G. do avião, com relação ao ângulo de ataque, para diversas posições horizontais do C.G. da aeronave.

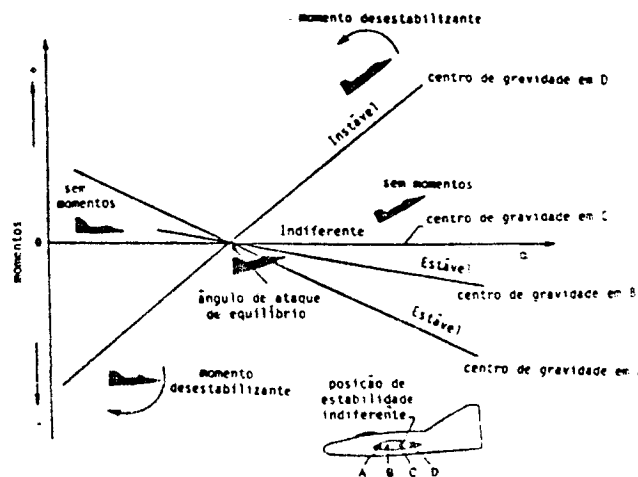


FIGURA 6.20 - A posição do centro de gravidade e a estabilidade longitudinal de um avião.

Pode-se verificar que a posição do C.G. de um avião tem grande influência sobre sua estabilidade estática: quanto mais à frente do centro de pressão da asa está o C.G. do avião, tanto mais estável ele será. O avião porém não pode ser demasiadamente estável, com o prejuízo de sua manobrabilidade, isto é, com prejuízo da facilidade com que o piloto pode acionar os comandos de controle, de maneira a promover a mudança na trajetória de vôo.

Existe um limite para o qual o C.G. do avião pode ser posicionado com relação a sua estrutura, de modo que este sempre seja estável longitudinalmente, sem prejudicar suas características de manobrabilidade. Quando uma aeronave é carregada para um vôo, os pesos devem ser distribuídos ao longo da estrutura do avião, de modo que a posição do centro de gravidade da aeronave não ultrapasse os limites estabelecidos.

Aviões militares de alta performance utilizados como interceptadores devem ser altamente manobráveis, isto é, devem responder rapidamente aos comandos do piloto. Tais aviões apresentam estabilidade praticamente nula ou são até mesmo instáveis, sendo necessário, neste último caso, um sistema de controle automático continuamente ativo, desde a decolagem até o pouso, que juntamente com o piloto tornam possível o vôo desta aeronave.

6.3.4 COMPORTAMENTO DE UMA AERONAVE ESTATICAMENTE ESTÁVEL

Uma aeronave estaticamente estável possui dois comportamentos característicos, que podem ser facilmente percebidos pelo piloto:

- quando a tração da hélice diminui, a aeronave baixa o nariz e mergulha automaticamente, evitando a perda de velocidade; e
- na condição de vôo horizontal equilibrado, a aeronave tenderá sempre a retornar a esta condição, toda vez que for perturbada, mesmo sem a interferência do piloto.

6.3.5 ESTABILIDADE DINÂMICA LONGITUDINAL

Evidentemente, uma aeronave deve ser estaticamente estável para poder ser pilotada. Porém, mesmo assim, ela pode ser incapaz de manter-se em vôo equilibrado estável. Três são os comportamentos possíveis de uma aeronave em movimento longitudinal e de acordo com estes comportamentos ela pode ser classificada como:

a) AERONAVE DINAMICAMENTE ESTÁVEL

A aeronave tende a voltar ao equilíbrio e realmente o consegue, mesmo oscilando um pouco.

b) AERONAVE DINAMICAMENTE INDIFERENTE

A aeronave tende a voltar ao equilíbrio e não consegue, porque oscila sem parar com amplitude constante.

c) AERONAVE DINAMICAMENTE INSTÁVEL

A aeronave tende a voltar ao equilíbrio, mas não o consegue, porque desequilibra-se cada vez mais.

Estes três comportamentos estão mostrados na figura 6.21.

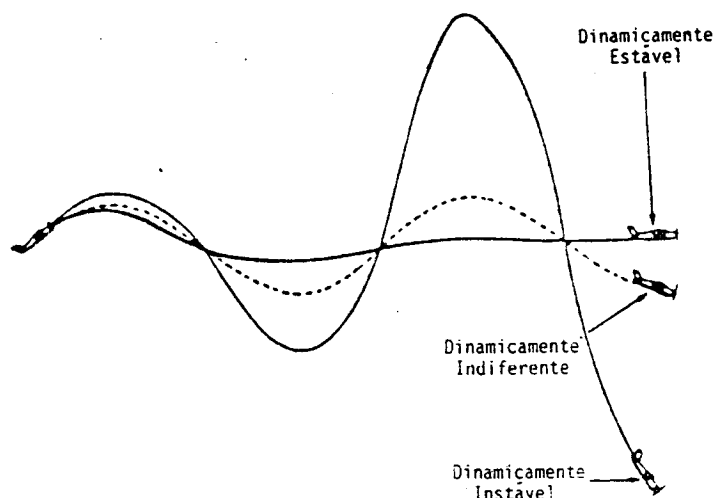


FIGURA 6.21 - Estabilidade dinâmica longitudinal.

Basicamente há duas formas primárias de oscilações longitudinais, que um avião apresenta, quando tenta retornar à condição de voo equilibrado.

A primeira é chamada Fugóide, a qual consiste de uma oscilação da trajetória de voo do avião, lenta e de período longo, como mostrado na figura 6.22(a). Frequentemente, esta oscilação é pobremente amortecida e pode ser um incômodo, embora o piloto possa geralmente controlá-la.

A segunda forma é uma oscilação do ângulo de ataque, rápida e de curto período, como mostrado na figura 6.22(b). Usualmente esta oscilação é amortecida rapidamente sem a interferência do piloto. Entretanto com seu curto período natural, esta oscilação pode piorar se o piloto tentar amortecê-la pelo uso dos controles, podendo até gerar forças destrutivas.

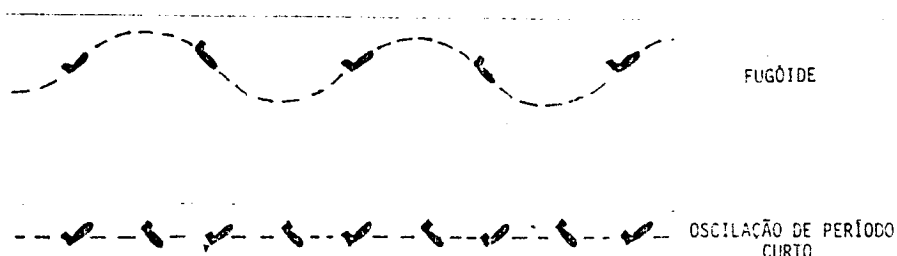


FIGURA 6.22 - Formas primárias de oscilação de um avião.

6.4 ESTABILIDADE LATETRAL

A estabilidade lateral diz respeito a tendência de um avião de permanecer numa condição de vôo equilibrado, onde as asas estão niveladas e ambas gerando a mesma força de sustentação, como mostrado na figura 6.23.

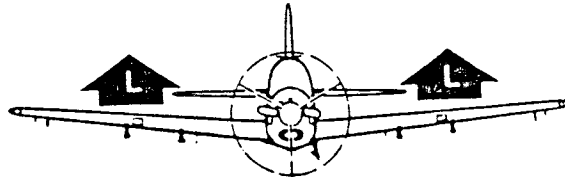


FIGURA 6.23 - Avião em equilíbrio lateral.

6.4.1 ESTABILIDADE ESTÁTICA LATERAL

Quando as asas de uma aeronave em vôo horizontal são desequilibradas, devido a uma perturbação qualquer, fazendo uma das asas abaixar em relação a outra, o vetor sustentação roda e gera duas componentes: uma componente horizontal, que tende a mover o avião lateralmente, e uma componente vertical, menor que o peso do avião, fazendo-o mover-se para baixo. Devido a isto, o avião tende a mover-se para baixo e lateralmente como indicado na figura 6.24.

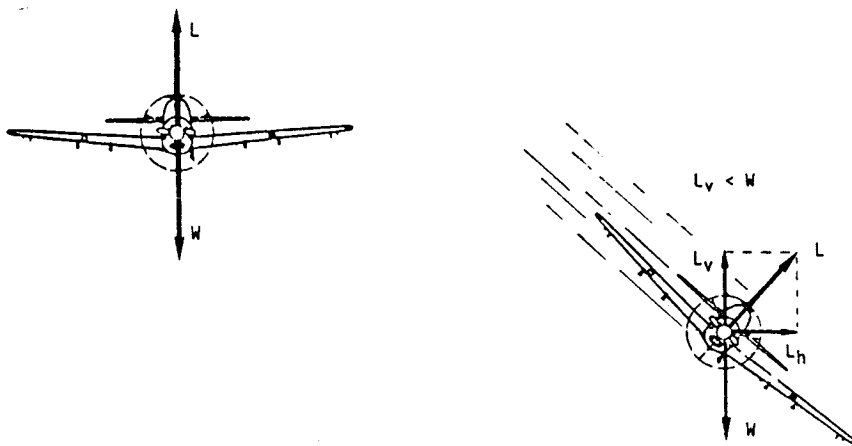


FIGURA 6.24 - Glissagem.

Este movimento é chamado glissada e o avião é dito estar glissando. A aeronave nestas condições pode apresentar um dos três comportamentos indicados abaixo e de acordo com os quais ela pode ser classificada como:

a) AERONAVE ESTATICAMENTE ESTÁVEL

A aeronave tende a retornar ao equilíbrio, isto é, tende a nivelar as asas.

b) AERONAVE ESTATICAMENTE INDIFERENTE

A aeronave tende a continuar fora do equilíbrio, isto é, a glissar continuamente sem variar o desnível das asas.

c) AERONAVE ESTATICAMENTE INSTÁVEL

A aeronave tende a desequilibrar-se, desnivelando cada vez mais as asas.

Tais comportamentos citados acima são mostrados na figura 6.25.

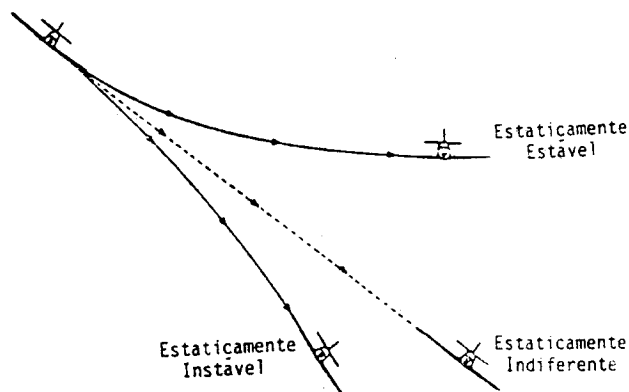


FIGURA 6.25 - Estabilidade estática lateral.

6.4.2 FATORES QUE INFLUEM NA ESTABILIDADE LATERAL

Existem basicamente três fatores que influem na estabilidade lateral de um avião, os quais serão estudados a seguir:

a) DIEDRO DAS ASAS

O diedro consiste de um ângulo de inclinação das asas em relação ao eixo transversal do avião. Se a inclinação é para cima dizemos que as asas possuem diedro positivo, se para baixo são ditas possuírem diedro negativo como pode ser observado nas figuras 6.26(a) e 6.26(b).

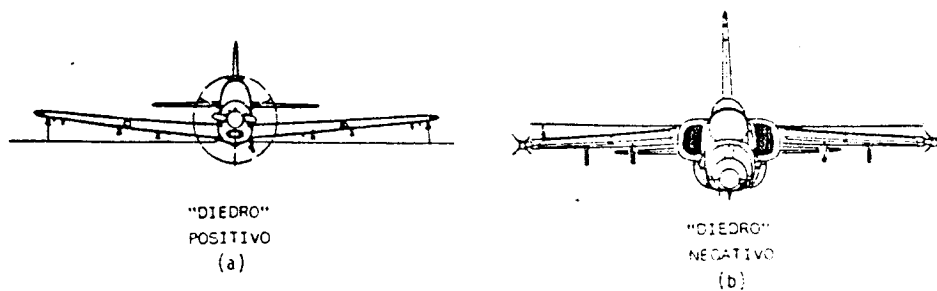


FIGURA 6.26 - Diedro das asas.

O diédro positivo é frequentemente usado como um meio de aumentar a estabilidade lateral do avião. Quando o avião está glissando, por exemplo para a esquerda, aparece um vento relativo lateral como mostrado na figura 6.27.

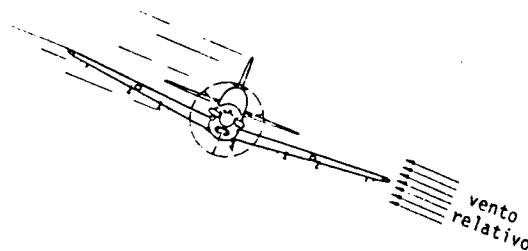


FIGURA 6.27 - Avião glissando.

Se decompormos este vento relativo nas direções paralela e perpendicular ao plano de cada asa do avião, teremos o que está representado na figura 6.28.

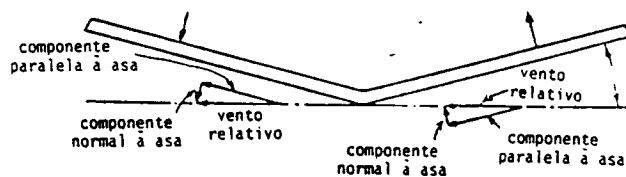


FIGURA 6.28 - Decomposição do vento relativo na glissagem.

Verificamos então que na asa mais baixa, a componente perpendicular tende a aumentar a sustentação gerada por ela. Já na asa mais alta, a componente perpendicular tende a diminuir a sustentação gerada por ela. Conseqüentemente aparece um momento que tende a nivelar as asas como indicado na figura 6.29.

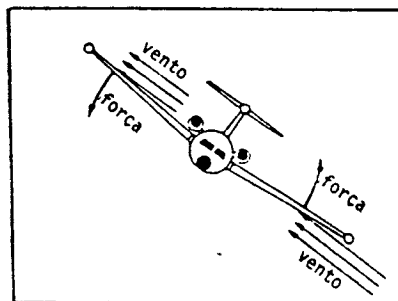


FIGURA 6.29 - O diédro positivo e a estabilidade lateral.

Uma asa com diédro negativo diminui a estabilidade lateral do avião, pois o vento relativo lateral provoca

um momento que tende a desnivelar ainda mais as asas, como indicado na figura 6.30.

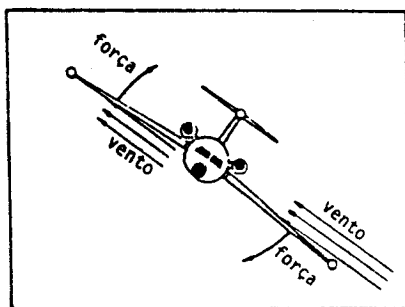


FIGURA 6.30 - O diedro negativo e a estabilidade lateral.

b) ENFLECHAMENTO DAS ASAS

O enflechamento positivo das asas contribui com a estabilidade lateral do avião. Quando o avião está glissando, a asa mais baixa experimenta uma maior velocidade normal ao seu bordo de ataque do que a outra asa. Portanto, maior sustentação é gerada pela asa mais baixa e aparece um momento que tende a nivelá-las. Isto é mostrado na figura 6.31.

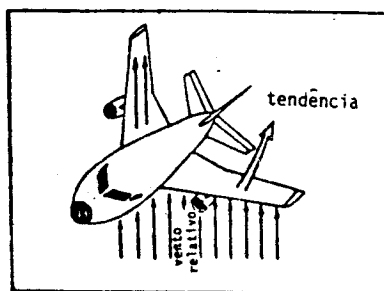


FIGURA 6.31 - O enflechamento positivo e a estabilidade lateral.

Uma asa com enflechamento negativo tem um comportamento oposto ao de uma asa com enflechamento positivo como podemos observar na figura 6.32.

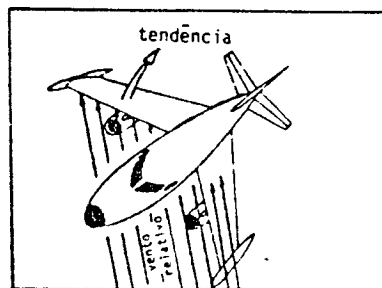


FIGURA 6.32 - O enflechamento negativo e a estabilidade lateral.

c) EFEITO DA FUSELAGEM E DO ESTABILIZADOR VERTICAL

Quando um avião está glissando, o vento lateral produz uma força sobre a fuselagem e estabilizador vertical. Se a área lateral acima do centro de gravidade do avião é maior que a área abaixo do mesmo, como indicado na figura 6.33, a força resultante do vento lateral tenderá a nivelar as asas. Portanto neste caso a fuselagem e o estabilizador contribuem para a estabilidade lateral do avião.

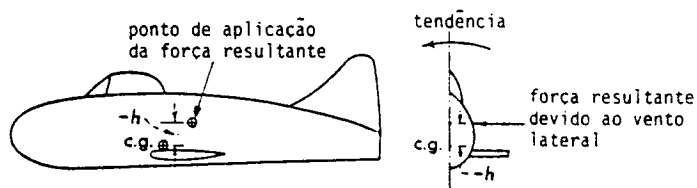


FIGURA 6.33 - Avião com C.G. baixo.

Se ao contrário, a área lateral abaixo do centro de gravidade é maior que a área acima dele, então a força resultante tenderá a desnivelar ainda mais as asas. Neste caso, a fuselagem e o estabilizador tendem a diminuir a estabilidade lateral do avião como podemos verificar na figura 6.34.

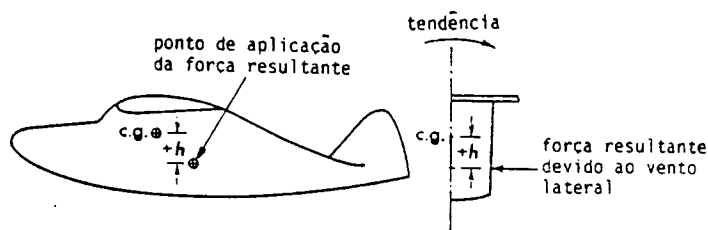


FIGURA 6.34 - Avião com C.G. alto.

d) POSIÇÃO VERTICAL DAS ASAS

A posição vertical das asas na fuselagem influe na estabilidade de um avião. Nas aeronaves de asa alta o C.G. está localizado abaixo das asas e, quando estas são desniveladas, atua como um pêndulo gerando um momento que tende a restituir à aeronave a condição de equilíbrio lateral (ver figura 6.35(a)).

Nas aeronave de asa baixa o C.G. está localizado acima das asas e, quando estas são desniveladas, aparece um momento que tende a desequilibra-las ainda mais, como pode ser observado na figura 6.35(b).

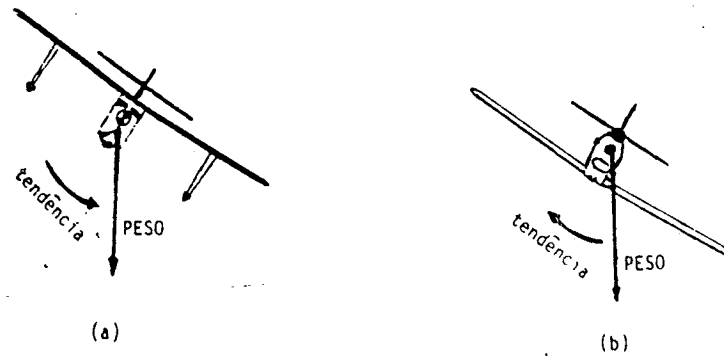


FIGURA 6.35 - O efeito pêndulo.

Quando um avião está glissando, outra característica que pode ser observada é a influência da fuselagem sobre o fluxo de ar lateral incidindo sobre as asas. Nas aeronaves de asa alta, a fuselagem gera uma componente ascendente do fluxo de ar lateral sobre a asa do mesmo lado da glissagem, e uma componente descendente sobre a asa do outro lado. Isto faz com que o avião apresente a tendência de nivelar as asas (ver figura 6.36(a)).

Em aviões de asa baixa, a influência da fuselagem é totalmente oposta a dos aviões de asa alta como podemos observar pela figura 6.36(b).

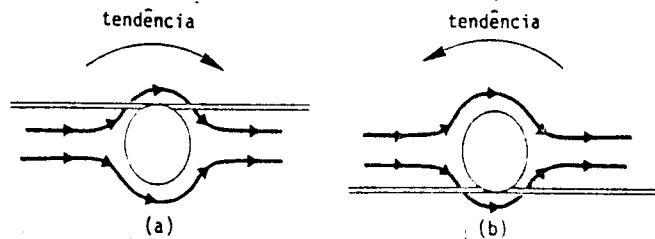


FIGURA 6.36 - A influência da fuselagem sobre o fluxo de ar lateral sobre as asas.

Do que foi exposto acima, podemos concluir que aviões com asa alta tendem a ser estáveis lateralmente e aviões com asa baixa tendem a ser instáveis.

6.4.3 ESTABILIDADE DINÂMICA LATERAL

Um avião estaticamente estável tende a voltar ao equilíbrio, mas nem sempre o consegue. A aeronave pode apresentar um dos comportamentos apresentados abaixo, conforme ela seja uma:

a) AERONAVE DINAMICAMENTE ESTÁVEL

A aeronave oscila mas logo se equilibra como indicado na figura 6.37.

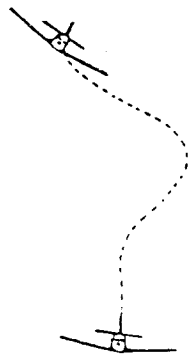


FIGURA 6.37 - Avião dinamicamente estável.

b) AERONAVE DINAMICAMENTE INDIFERENTE

A aeronave tende a voltar ao equilíbrio mas não o consegue, pois oscila indefinidamente, como indicado na figura 6.38.



FIGURA 6.38 - Avião dinamicamente indiferente.

c) AERONAVE DINAMICAMENTE INSTÁVEL

A aeronave tende a voltar ao equilíbrio mas não consegue, pois oscila em torno da condição de equilíbrio, divergindo dela, como indicado na figura 6.39.

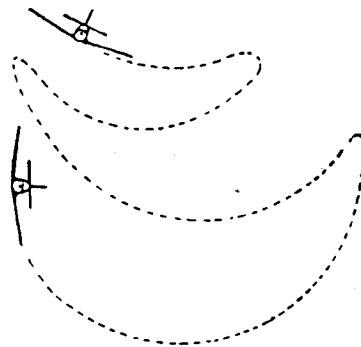


FIGURA 6.39 - Avião dinamicamente instável.

6.5 ESTABILIDADE DIRECIONAL

A estabilidade direcional refere-se ao equilíbrio da aeronave em relação ao seu eixo vertical, isto é, à tendência do avião não voar derrapado ou, em outra palavras, de manter seu eixo longitudinal paralelo à direção do vento relativo. Quando um avião v \hat{o} derrapado, o \hat{a} ngulo formado entre o seu eixo longitudinal e a dire \hat{c} o do vento relativo, como indicado na figura 6.40, \hat{e} chamado \hat{a} ngulo de derrapagem.

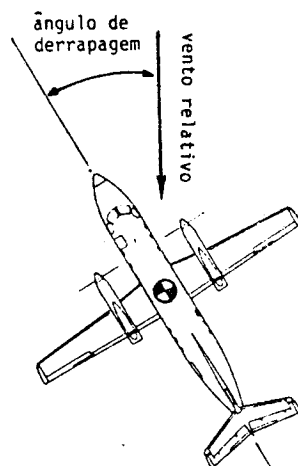


FIGURA 6.40 - Derrapagem.

A estabilidade direcional \hat{e} menos importante que a estabilidade longitudinal, ou seja, \hat{e} menos cr \hat{i} tica para a aeronave.

6.5.1 ESTABILIDADE ESTÁTICA DIRECIONAL

Quando o nariz de uma aeronave sofre um desvio lateral, tr \hat{e} s diferentes comportamentos s \hat{a} o poss \hat{i} veis, conforme ela seja uma:

a) AERONAVE ESTATICAMENTE ESTÁVEL

A aeronave tende a voltar \hat{a} condi \hat{c} o de v \hat{o} n \hat{a} o derrapado, como indicado na figura 6.41.

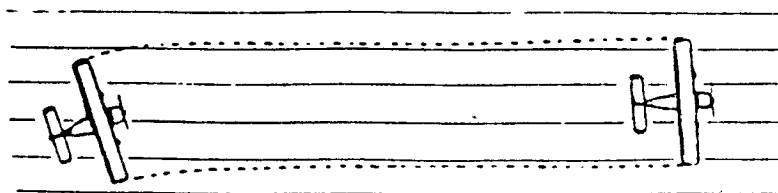


FIGURA 6.41 - Avião estaticamente estável.

b) AERONAVE ESTATICAMENTE INDIFERENTE

A aeronave tende a permanecer em vôo com o ângulo de derrapagem para o qual foi desviado devido a perturbação, como mostra a figura 6.42.

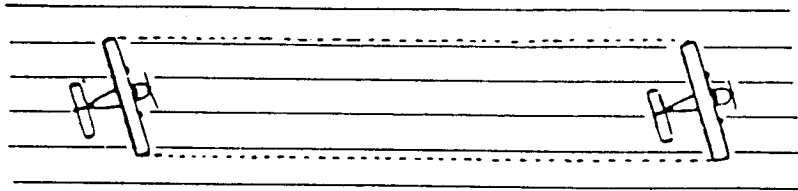


FIGURA 6.42 - Avião estaticamente indiferente.

c) AERONAVE ESTATICAMENTE INSTÁVEL

A aeronave tende a aumentar o ângulo de derrapagem, como indicado na figura 6.43.

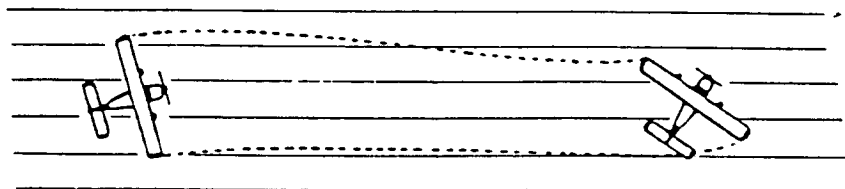


FIGURA 6.43 - Avião estaticamente instável.

6.5.2 A FUNÇÃO DO ESTABILIZADOR VERTICAL

O estabilizador vertical é o elemento principal que promove a estabilidade direcional de um avião. Quando o nariz de uma aeronave sofre um desvio lateral, o ângulo de ataque do estabilizador vertical aumenta, gerando uma força lateral que tende a zerar o ângulo de derrapagem. Isto é mostrado na figura 6.44.

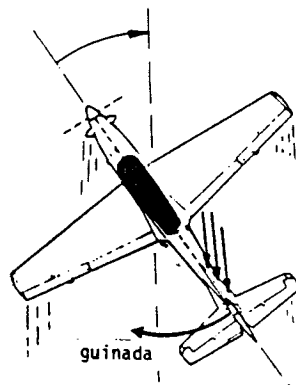


FIGURA 6.44 - O estabilizador vertical e a estabilidade direcional.

Como podemos observar, o estabilizador funciona semelhantemente ao estabilizador horizontal e, da mesma maneira, quanto maior a empenagem vertical e quanto mais distante do C.G. do avião, maior será seu efeito estabilizante.

6.5.3 FATORES QUE INFLUEM NA ESTABILIDADE DIRECIONAL

Basicamente existem dois fatores que influem na estabilidade direcional, os quais serão estudados a seguir:

a) ENFLECHAMENTO DAS ASAS

Quando uma aeronave de asas enflechadas sofre um desvio lateral, uma das asas fica mais exposta ao vento relativo que a outra. Surgem então forças que tendem a equilibrar ou desequilibrar a aeronave, conforme o tipo de enflechamento.

Asas com enflechamento positivo geram forças que tendem a diminuir o ângulo de derrapagem e portanto aumentam a estabilidade direcional do avião (ver figura 6.45(a)).

Asas com enflechamento negativo tem um efeito oposto, como pode ser observado na figura 6.45 (b), e, portanto, tendem a diminuir a estabilidade direcional do avião.

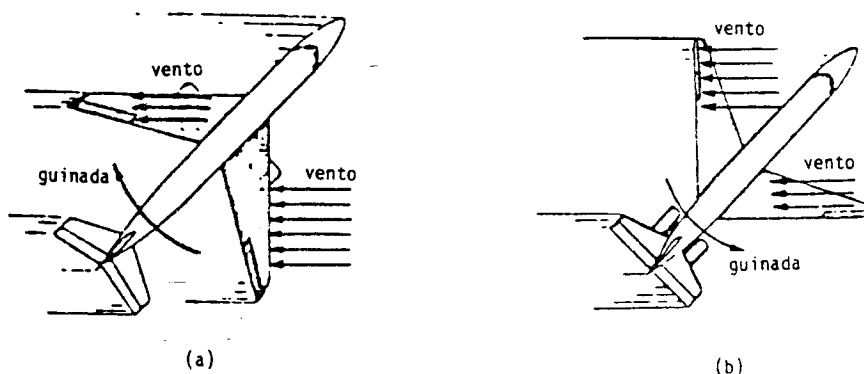


FIGURA 6.45 - O enflechamento das asas e a estabilidade direcional.

b) EFEITO DA FUSELAGEM

Numa derrapagem, o vento relativo lateral incidindo sobre a fuselagem gera forças que tendem a aumentar o ângulo de derrapagem da aeronave. Isto ocorre porque possuindo a fuselagem uma forma aerodinâmica, esta funciona como um perfil aerodinâmico, gerando forças aerodinâmicas da mesma maneira que este último. Geralmente, numa derrapagem, a resultante aerodinâmica do vento relativo sobre a fuselagem localiza-se a frente do C.G. do avião. Isto faz com que a aeronave tenda a aumentar o seu ângulo de derrapagem, como pode ser observado na figura 6.45.

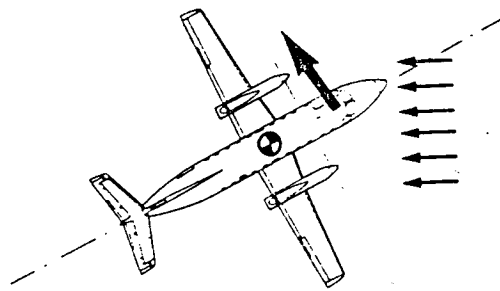


FIGURA 6.46 - O efeito da fuselagem na estabilidade direcional.

Portanto, a fuselagem geralmente funciona como um agente desestabilizante.

6.5.4 ESTABILIDADE DINÂMICA DIRECIONAL

De maneira semelhante aos casos dos equilíbrios longitudinal e lateral, uma aeronave estaticamente estável pode ainda ser classificada como:

a) AERONAVE DINAMICAMENTE ESTÁVEL

A aeronave volta ao equilíbrio, mesmo oscilando algumas vezes (ver figura 6.47).

b) AERONAVE DINAMICAMENTE INDIFERENTE

A aeronave tende a voltar ao equilíbrio, mas não o consegue porque oscila indefinidamente com amplitude constante (ver figura 6.47).

c) AERONAVE DINAMICAMENTE INSTÁVEL

A aeronave tende a voltar ao equilíbrio, mas não consegue, pois oscila em torno da condição de equilíbrio, divergindo dela (ver figura 6.47).

Tais comportamentos citados acima são mostrados na figura 6.47.

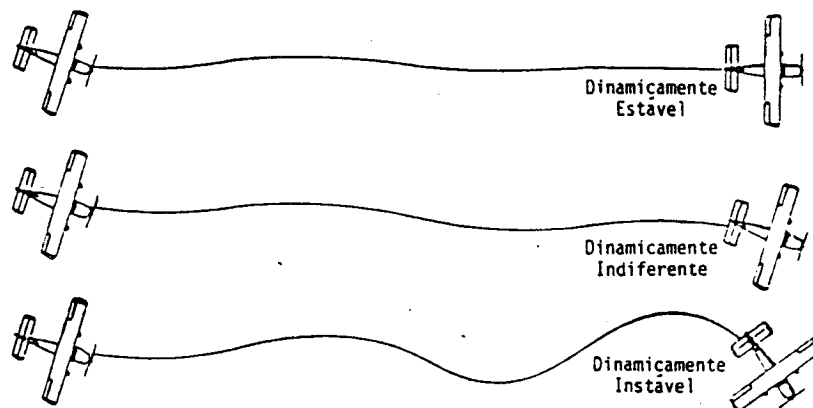


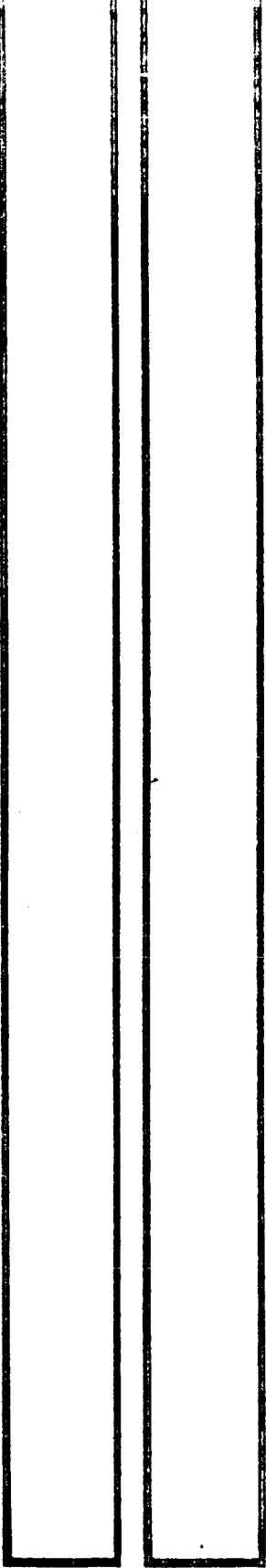
FIGURA 6.47 - Estabilidade dinâmica direcional.

6.6 ESTABILIDADE E MANOBRABILIDADE

Existe uma inter-relação entre estabilidade e manobrabilidade de um avião de maneira que um se sobressai em prejuízo do outro.

Como já foi dito, manobrabilidade é a facilidade com que o piloto pode acionar os comandos de controle, de maneira a promover uma mudança na trajetória de vôo do avião. Além disso, a manobrabilidade também está relacionada com a velocidade de resposta do avião com relação a um comando dado: se o avião responde rapidamente ao comando, dizemos que ele é bastante manobrável ou que ele possui alta manobrabilidade; caso contrário, dizemos que ele é pouco manobrável.

Um avião muito estável será evidentemente pouco manobrável pois este apresenta grande tendência de manter-se numa condição de vôo nivelado. Portanto, deve haver uma ponderação entre estas duas características de maneira que a aeronave satisfaça a função para a qual foi projetada. Por exemplo, aviões militares de alta performance (caças táticos) devem ser altamente manobráveis. Tais aeronaves apresentam estabilidade praticamente nula ou são até mesmo instáveis, havendo a necessidade, neste último caso, de um sistema de controle continuamente ativo à bordo que, juntamente com o piloto, torna possível o vôo.



CAPITULO 7

7 SUPERFÍCIES DE CONTROLE E COMANDOS

7.1 INTRODUÇÃO

No capítulo anterior, verificamos como uma aeronave pode se manter em vôo retilíneo e estável. Interessamo-nos agora saber como o piloto pode controlar a trajetória do avião. Isto é possível através do acionamento das superfícies de controle. As superfícies de controle são elementos ligados e articulados geralmente no bordo de fuga das asas, do estabilizador horizontal e do estabilizador vertical de uma aeronave. Quando defletidos, através do comando apropriado acionado pelo piloto, mudam a curvatura da superfície fixa ao qual estão ligadas, variando a resultante aerodinâmica sobre ela.

Vamos considerar o perfil de uma superfície fixa de um avião, uma asa por exemplo, a qual possui uma superfície de controle articulada, como mostrado na figura 7.1.

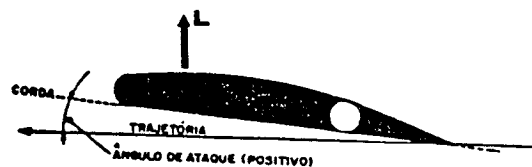


FIGURA 7.1 - Perfil aerodinâmico com uma superfície de controle articulada.

Este perfil possui um ângulo de ataque positivo e produz uma sustentação para cima (positiva). Quando a superfície de controle é defletida para baixo, a curvatura e o ângulo de ataque do perfil são aumentados, e a sustentação gerada por ela também é aumentada (ver figura 7.2).

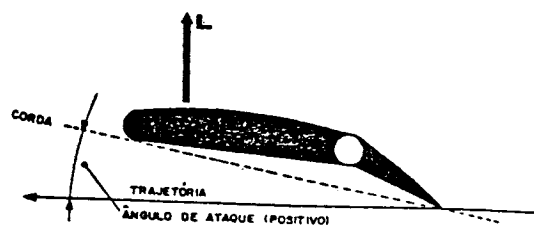


FIGURA 7.2 - Perfil com superfície de controle defletida para baixo.

Quando a superfície de controle é defletida para cima, o ângulo de ataque do perfil é diminuído, ou mesmo torna-se negativo, reduzindo a sustentação gerada por ela ou tornando-a negativa (ver figura 7.3).

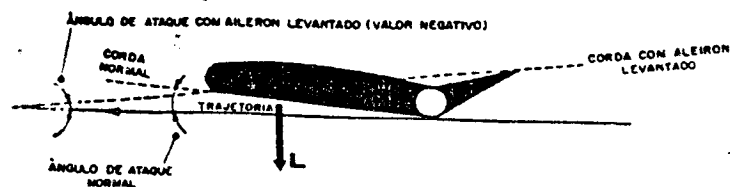


FIGURA 7.3 - Perfil com superfície de controle defletida para cima.

Note que a superfície fixa fica parada e somente a superfície móvel (superfície de controle) desloca-se, girando em torno do seu eixo.

Como citado no capítulo 1, as superfícies de controle são divididas em dois grupos: as superfícies primárias ou principais, e as superfícies secundárias. As superfícies primárias são as efetivamente responsáveis pelo controle da trajetória do avião, produzindo momentos em torno de seus eixos de mobilidade longitudinal, transversal e vertical. As superfícies de controle primárias são comandadas pelo piloto, através dos comandos principais: manche e pedais (ou "palonier"). A figura 7.4 mostra duas configurações básicas dos comandos principais encontradas nas cabines dos aviões.

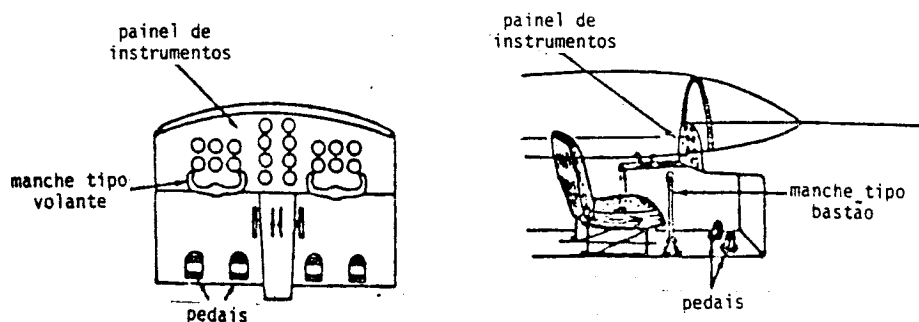


FIGURA 7.4 - Configurações de cabines de comando de aviões.

Vamos agora estudar as superfícies de controle principais.

7.2 PROFUNDOR

O profundor é a superfície utilizada para controle do movimento do avião em torno do seu eixo transversal. Ele está ligado e articulado ao estabilizador horizontal e sua deflexão faz com que o avião tenda a pizar ou cabrar.

7.2.1 SISTEMA DE COMANDO DO PROFUNDOR

O profundor é acionado pelo piloto através do movimento do manche, para frente ou para trás. O movimento do manche é

transmitido ao profundor por meio de cabos flexíveis, alavancas, nastes e polias como pode ser observado na figura 7.5, que mostra o sistema de acionamento do profundor do avião Xingú.

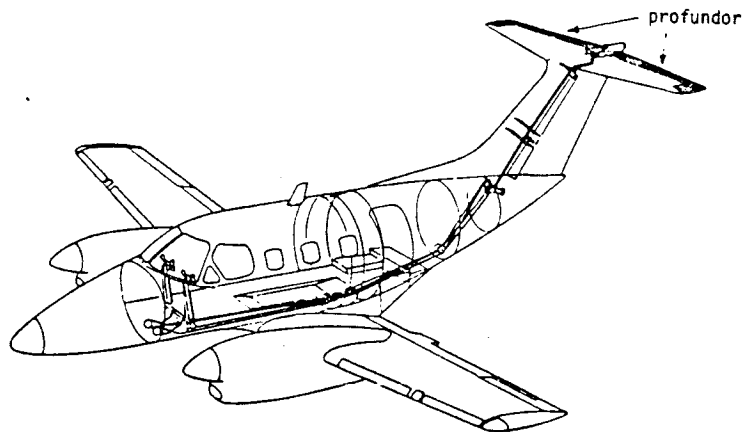


FIGURA 7.5 - Sistema de comando do profundor do avião Xingú.

7.2.2 COMANDOS

Vamos analisar os comandos que o piloto deve executar para:

a) CABRAR O AVIÃO

Quando o piloto deseja cabrar o avião, ele deve puxar o manche para trás, fazendo com que o profundor seja defletido para cima. Deste modo, a sustentação gerada pelo estabilizador horizontal torna-se negativa e aparece um momento que tende a cabrar o avião, como podemos ver na figura 7.6.

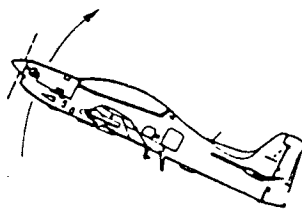


FIGURA 7.6 - Cabrar.

b) PICAR O AVIÃO

Quando o piloto deseja picar o avião, ele deve empurrar o manche para frente, fazendo com que o profundor seja defletido para baixo. Desta maneira, a sustentação gerada pelo estabilizador horizontal aumenta, e aparece um momento, que tende a fazer a aeronave picar, como indicado na figura 7.7.

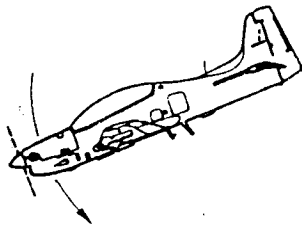


FIGURA 7.7 - Picar.

7.3 LEME

O leme é a superfície utilizada para o controle do movimento do avião em torno do seu eixo vertical. Ele está ligado ao estabilizador vertical e sua deflexão faz com que a aeronave guine para a direita ou para a esquerda.

7.3.1 SISTEMA DE COMANDO DO LEME

O leme é comandado pelo piloto através dos pedais. Semelhantemente ao profundor, o movimento dos pedais é transmitido ao leme através de cabos flexíveis, alavancas, hastes e polias, como pode ser observado na figura 7.8, que mostra o sistema de acionamento do leme do avião Xingú.

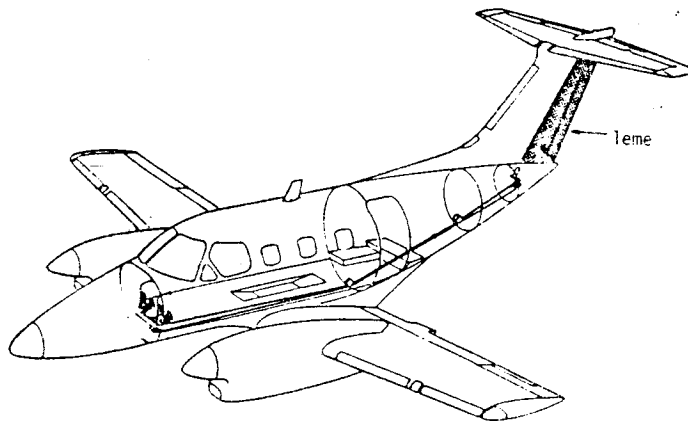


FIGURA 7.8 - Sistema de comando do leme do avião Xingú.

7.3.2 COMANDOS

Vamos analisar os comandos que o piloto deve executar para fazer o avião:

a) GUINAR PARA A DIREITA

Quando o piloto deseja fazer o avião guinar para a direita, ele deve pisar no pedal direito, fazendo com que

defletir para a direita, como indicado na figura 7.9. O estabilizador vertical gera então uma força de sustentação lateral, que tende a fazer o avião guinar para a direita.

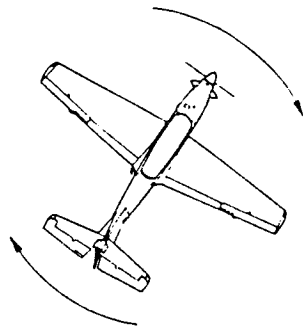


FIGURA 7.9 - Guinar para a direita.

b) GUINAR PARA A ESQUERDA

Para fazer o avião guinar para a esquerda, o piloto deve pisar no pedal esquerdo, fazendo o leme defletir para a esquerda. Desta maneira, o estabilizador vertical gera uma força de sustentação lateral, que tende a fazer o avião guinar para a esquerda, como indicado na figura 7.10.

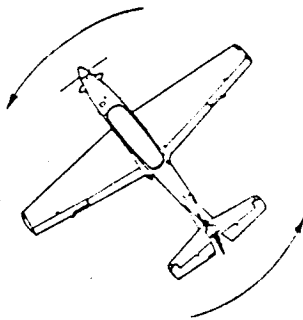


FIGURA 7.10 - Guinar para a esquerda.

7.4 AILERONS

Os ailerons são superfícies utilizadas para o controle do movimento de rolamento de um avião, isto é, o movimento em torno do seu eixo longitudinal. Os ailerons são duas superfícies, cada uma ligada a uma asa: o aileron direito ligado à asa direita e o esquerdo ligado à asa esquerda. O movimento dos ailerons é conjugado e antissimétrico, e quando defletidos, tendem a fazer o avião rolar para a direita ou para a esquerda.

7.4.1 SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS AILERONS

Os ailerons são comandados pelo piloto através do movimento do manche. A figura 7.11 mostra o sistema de acionamento dos ailerons do avião Xingú.

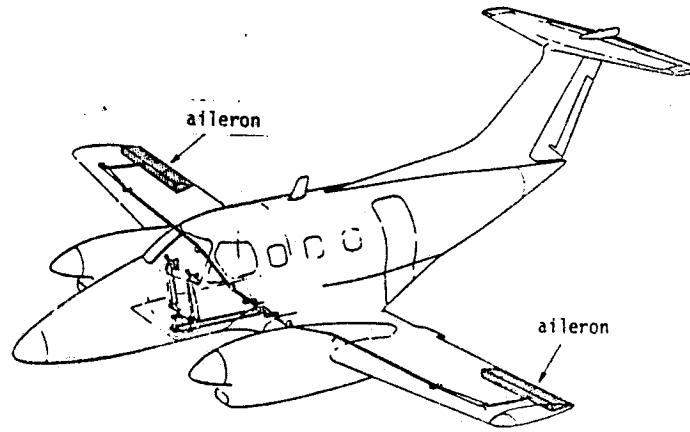


FIGURA 7.11 - Sistema de comando dos ailerons do avião Xingú.

7.4.2 COMANDOS

Vamos analisar os comandos que o piloto deve executar para fazer o avião:

a) ROLAR PARA A DIREITA

Quando o piloto deseja fazer o avião rolar para a direita, ele deve inclinar ou girar o manche para a direita. Desta maneira, o aileron direito é defletido para cima ao mesmo tempo que o aileron esquerdo é defletido para baixo. Isto torna a sustentação gerada pela asa esquerda maior que a gerada pela asa direita e o avião realiza o movimento desejado, como indicado na figura 7.12.

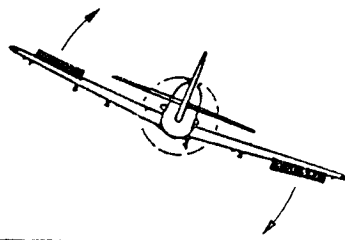


FIGURA 7.12 - Rolar para a direita.

b) ROLAR PARA A ESQUERDA

Quando o piloto deseja fazer o avião rolar para a esquerda, ele deve inclinar ou girar o manche para a esquerda.

esquerda. O aileron direito é defletido para baixo, ao mesmo tempo que o esquerdo é defletido para cima e o avião tende a rolar para a esquerda, como mostrado na figura 7.13.

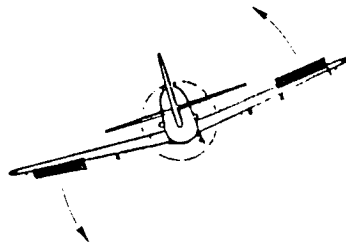


FIGURA 7.13 - Rolar para a esquerda.

Note que os ailerons estão geralmente situados próximos às pontas das asas, de modo a proporcionar maior eficiência dos comandos; os momentos gerados pela deflexão dos ailerons são tanto maiores quanto mais próximos das extremidades das asas estão localizados.

7.4.3 GUINADA ADVERSA

Os ailerons ao serem defletidos, além do movimento de rolamento desejado, geram, juntamente, um movimento de guinada não intencional associado. Vamos analisar a figura 7.14 a qual mostra um avião, cujo piloto comandou um rolamento para a esquerda.

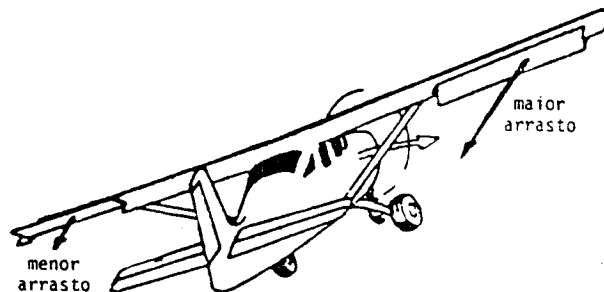


FIGURA 7.14 - Guinada adversa.

O aileron direito, defletido para baixo, produz um arrasto maior que o aileron esquerdo, defletido para cima. Esta diferença de arrasto gera um movimento de guinada em torno do eixo vertical que tende a fazer o avião guinar para a direita, isto é, no sentido contrário ao do comando dado (rolamento para a esquerda). Este movimento adverso e não intencional, que surge quando da deflexão dos ailerons, chamamos guinada adversa.

A guinada adversa pode ser corrigida de três maneiras diferentes:

- aplicar leme de direção no sentido contrário ao movimento da guinada-adversa;
- equipar o avião com ailerons diferenciais. Eles se movem muito para cima e pouco para baixo, contrabalançando os arrastos produzidos, como indicado na figura 7.15:

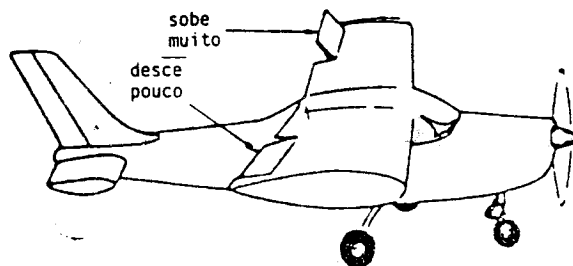


FIGURA 7.15 - Ailerons diferenciais.

- equipar o avião com ailerons tipo "frise" como indicado na figura 7.16. Eles possuem um eixo deslocado e um formato especial que aumentam o arrasto produzido, quando são defletidos para cima.

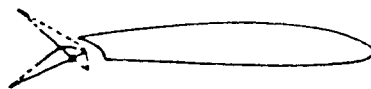


FIGURA 7.16 - Aileron tipo "Frise".

É importante comentar aqui que, em algumas aeronaves comerciais de grande porte, o movimento de rolmento é comandado através do acionamento assimétrico dos spoilers das asas. Nesta ação, tanto quanto no acionamento dos ailerons, também ocorre a guinada adversa.

7.5 ACOPLAMENTO DOS MOVIMENTOS DE GUINADA E ROLAMENTO

Os movimentos de guinada e rolamento não são comandados somente através do acionamento do leme e dos ailerons respectivamente. Existe uma interação entre estes dois movimentos de maneira que quando apenas uma destas superfícies de controle é acionada, o avião experimenta ambos os movimentos.

Por exemplo, ao se defletir o leme para comandar uma guinada para a direita, no início deste movimento, a asa esquerda experimenta uma maior velocidade do fluxo de ar relativo em comparação com a asa direita. Devido a isto, a sustentação gerada pela asa esquerda torna-se ligeiramente maior que a gerada pela outra asa, o que provoca também um rolmento do avião para a direita. O mesmo acontece reciprocamente quando o leme é defletido para comandar uma guinada para a esquerda.

esquerda, provocando juntamente o rolamento do avião para a esquerda.

Suponhamos agora um avião equipado com ailerons diferenciais ou do tipo "frise". Quando estes são defletidos de maneira a comandar um rolamento para a direita, o vento lateral relativo incidindo sobre a fuselagem e principalmente sobre o estabilizador vertical, devido ao movimento de rolamento do avião, gera um momento que faz a aeronave guinar para a direita. O mesmo acontece reciprocamente quando os ailerons são defletidos para comandar um rolamento para a esquerda, provocando juntamente uma guinada para a esquerda.

7.6 GENERALIDADES SOBRE SISTEMAS DE COMANDO

As superfícies de controle são ajustadas de modo a ficarem nas posições neutras, quando o manche e os pedais estão nas posições neutras. Este ajuste é realizado no solo e chama-se **alinhamento dos comandos**. As superfícies de controle também são balanceadas com relação ao seu eixo de articulação. Numa superfície de controle não balanceada, o seu centro de gravidade está localizado fora, geralmente atrás de seu eixo de articulação, como indicado na figura 7.17.

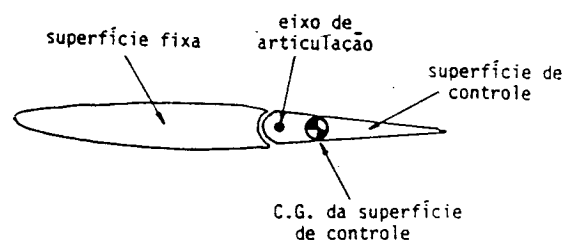


FIGURA 7.17 - Superfície de controle não balanceada.

O balanceamento tem a finalidade de evitar tendências de deflexão das superfícies de controle devido ao peso destas. Por exemplo, suponha que o piloto de um avião comanda o profundor para baixo para fazê-lo picar. Se o profundor deste avião está desbalanceado, o movimento acelerado da aeronave fará com que o profundor tenda a defletir mais ainda, como indicado na figura 7.18.

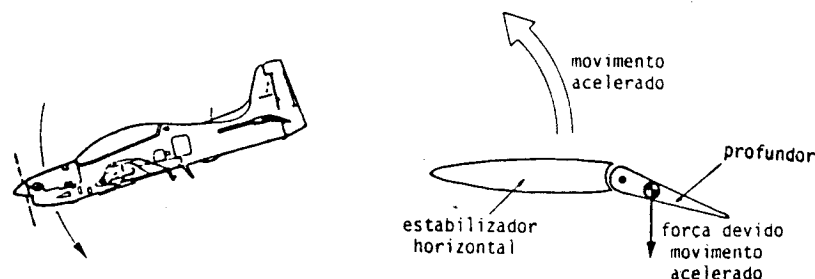


FIGURA 7.18 - Efeito do desbalanceamento da superfície de controle.

Deste modo a aeronave tenderá a picar ainda mais, independentemente da vontade do piloto, que, aliás, deverá segurar o manche evitando que a deflexão do profundor se acentue. É fácil concluir que o desbalanceamento das superfícies de controle contribui para tornar uma aeronave instável.

Geralmente, o balanceamento consiste na adição de massas de chumbo na região da superfície de controle localizada à frente do seu eixo de articulação, como indicado na figura 7.19.

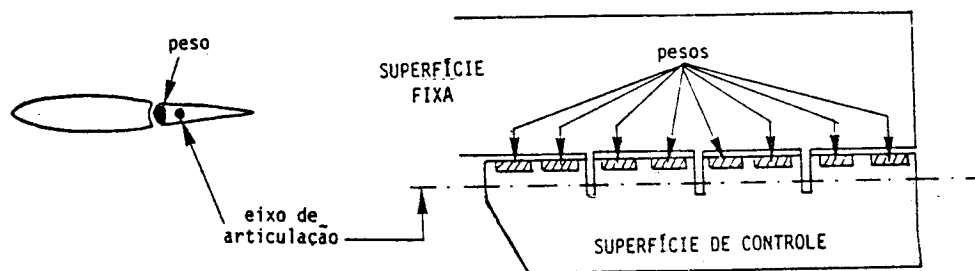


FIGURA 7.19 - Superfície de controle balanceada.

O movimento de deflexão das superfícies de controle é limitado por meio de batentes localizados em algum ponto do sistema de comando. Esta limitação de movimento é efetuada principalmente para minimizar os efeitos do desbalanceamento das superfícies de controle e para que, em condições adversas, como por exemplo na situação mostrada na figura 7.20, as superfícies de controle e o próprio sistema de acionamento não sejam danificados, devido às grandes deflexões que podem ser provocadas pelos grandes esforços gerados.

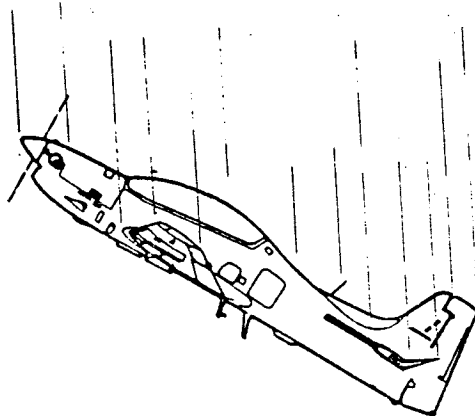


FIGURA 7.20 - Avião em queda depois de sofrer um estol.

No estudo das superfícies de controle primárias foram apresentados os sistemas de acionamento do avião Xingú. Para este avião e para a maioria dos aviões de pequeno e médio porte, a transmissão do movimento dos comandos é efetuada por meio de cabos flexíveis, alavancas, hastes e polias que são acionadas unicamente pelo esforço do piloto. Porém, a

medida que as aeronaves vão aumentando de tamanho e se tornando mais velozes, a força do piloto pode ser insuficiente para movimentar os comandos e as superfícies de controle. Isto ocorre porque, quando defletidas, a distribuição de pressão gerada tende a forçar as superfícies de controle a retornar para a sua posição neutra. Quando tais superfícies vão aumentando de tamanho ou a velocidade do fluxo de ar sobre elas é grande, a força necessária para defletí-las é cada vez maior. Neste caso, são utilizados sistemas de comando com acionamento hidráulico, onde todo ou parte do esforço necessário é efetuado por meio de atuadores hidráulicos. Além disso, para diminuir os esforços sobre o sistema de comando, muitas aeronaves usam superfícies de controle compensadas, ou seja, compensação de comandos.

7.7 COMPENSAÇÃO DE COMANDOS

Como já foi mencionado, a compensação de comandos tem a finalidade de minimizar o esforço requerido do piloto ou sobre o sistema de comando e necessário para acionar as superfícies de controle. São 3 os tipos de compensação de comandos:

a) COMPENSAÇÃO POR DESLOCAMENTO DO EIXO DE ARTICULAÇÃO

A figura 7.21 mostra este tipo de compensação. Note que quando a superfície de controle é defletida, o impacto do fluxo de ar sobre a parte saliente, localizada à frente do eixo de articulação, contribui diminuindo a pressão nos comandos e tornando-os mais fáceis de movimentar.

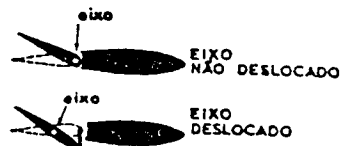


FIGURA 7.21 - Compensação por deslocamento do eixo de articulação.

b) COMPENSAÇÃO POR SALIÊNCIA NA SUPERFÍCIE DE CONTROLE

O princípio deste tipo de compensação de comando é o mesmo que o do tipo anterior. A única diferença está na forma da superfície de controle, que neste caso possui uma saliência, como indicado na figura 7.22.

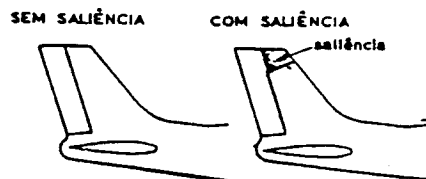


FIGURA 7.22 - Compensação por saliência na superfície de comando.

c) COMPENSAÇÃO POR COMPENSADOR AUTOMÁTICO

O compensador automático é uma pequena superfície ligada e articulada no bordo de fuga das superfícies de controle, como mostrado na figura 7.23.

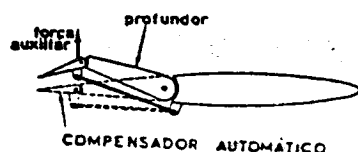


FIGURA 7.23 - Compensação por compensador automático.

Quando a superfície de controle é defletida num sentido, o compensador é defletido automaticamente no sentido oposto, como pode ser visualizado na figura 7.23. A deflexão do compensador gera uma força que reduz a pressão nos comandos. Além disso, este tipo de compensador também pode ser utilizado para corrigir tendências de movimento do avião durante o voo.

7.7.1 COMPENSADORES

Os compensadores, como já foi mencionado, são pequenas superfícies existentes no bordo de fuga das superfícies de controle. Elas podem ser de 5 tipos diferentes:

a) COMPENSADOR ESTÁTICO AJUSTÁVEL NO SOLO

É uma lâmina de metal presa ao bordo de fuga e que é dobrada no solo, para cima ou para baixo, como indicado na figura 7.24.

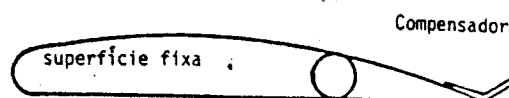


FIGURA 7.24 - Compensador estático ajustável no solo.

Este tipo de compensador tem a finalidade de tirar tendências de movimento do avião. Ele provoca a deflexão da superfície de controle de modo a corrigir (anular) a tendência apresentada.

Por exemplo, se uma aeronave apresenta uma tendência de cabrar durante o voo, um compensador estático colocado no bordo de fuga do profundor, como indicado na figura 7.25, provocará uma pequena deflexão desta superfície de controle para baixo. Desta maneira, a espessagem horizontal produzirá uma pequena força para cima que anulará esta tendência.

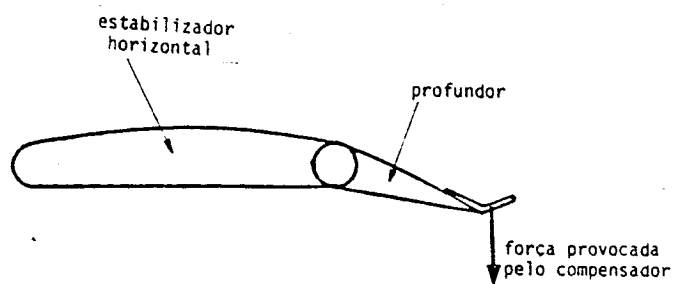


FIGURA 7.25 - Profundor com compensador estático.

b) COMPENSADOR MÓVEL AJUSTÁVEL NO SOLO POR MEIO DE HASTE REGULÁVEL

Este tipo de compensador, esquematicamente apresentado na figura 7.26, tem a mesma finalidade que a do compensador estático e também só pode ser ajustado no solo. A única diferença está na maneira de ajustar a deflexão do compensador que, neste caso, é realizado por meio de uma haste regulável.

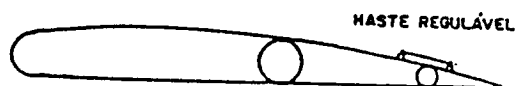


FIGURA 7.26 - Compensador móvel ajustável no solo por meio de haste regulável.

c) COMPENSADOR AJUSTÁVEL DA CABINE SOMENTE PARA TIRAR TENDÊNCIAS DO AVIÃO

Este tipo de compensador é mostrado esquematicamente na figura 7.27, é ajustado por meio de cabos e somente tem a finalidade de tirar tendências de movimento notadas durante o voo.

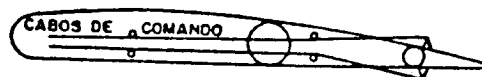


FIGURA 7.27 - Compensador ajustável da cabine somente para tirar tendências do avião.

d) COMPENSADOR AJUSTÁVEL DA CABINE PARA TIRAR TENDÊNCIAS NOTADAS DURANTE O VÔO E PARA AVALIAR A PRESSÃO SOBRE OS COMANDOS

Este tipo de compensador é mostrado esquematicamente na figura 7.28.

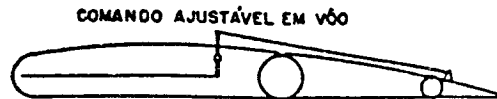


FIGURA 7.28 - Compensador ajustável da cabine para tirar tendências notadas durante o vôo e para aliviar a pressão sobre os comandos.

e) COMPENSADOR AUTOMÁTICO

Já foi mencionado anteriormente e só serve para aliviar a pressão sobre os comandos. Ele é apresentado esquematicamente na figura 7.29.



FIGURA 7.29 - Compensador automático.

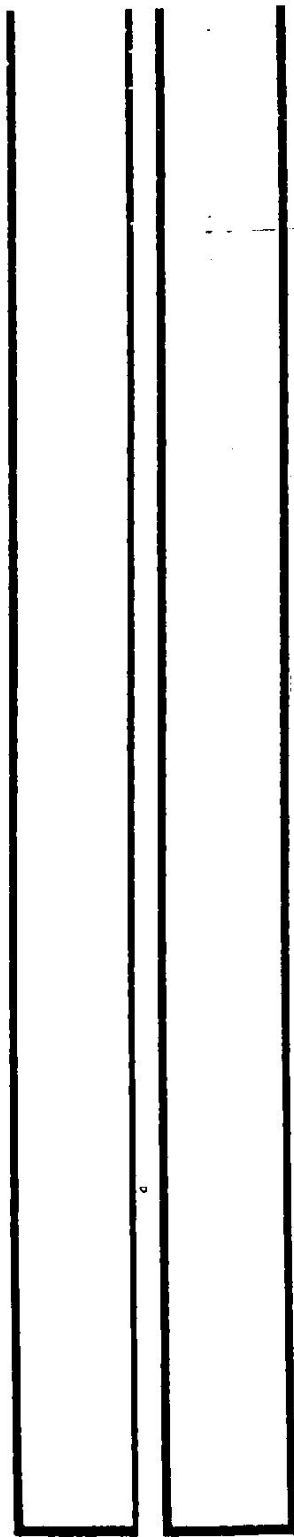
7.7.2 CONSIDERAÇÕES SOBRE COMPENSADORES

A maioria dos aviões apresentam compensadores em todas as suas superfícies de controle: leme, ailerons e profundor. Tais compensadores são geralmente do tipo ajustável da cabine para tirar tendências notadas durante o vôo e para aliviar a pressão sobre os comandos.

O compensador do leme é utilizado para tirar tendências de guinada do avião. No caso de aviões com motores nas asas, o compensador do leme também é utilizado para corrigir a tendência de guinada provocada por falha de um dos motores.

O compensador dos ailerons são utilizados para tirar tendências de rolamento do avião. Estes também são utilizados para anular o efeito de rolamento provocado pelo desbalanceamento das asas devido a quantidades diferentes de combustível nos tanques.

O compensador do profundor é utilizado principalmente para ajustar o ângulo de ataque do avião em condições de vôo ascendente, descendente ou nivelado prolongadas, de maneira a evitar que o piloto tenha de forçar o manche constantemente. Quando o compensador do profundor é ajustado de forma que a aeronave permaneça numa condição particular de vôo retilíneo e nivelado, dizemos que ela está numa condição de vôo trimado.



CAPITULO 8

8 HÉLICES

A hélice é a parte do grupo moto-propulsor responsável pela conversão da potência de eixo produzida pelo motor, em força de tração ou empuxo, que promove o deslocamento do avião. Os primeiros aviões, como sabemos, eram propulsores a hélice e as atuais aeronaves de baixa velocidade também o são.

8.1 CONSTITUIÇÃO DA HÉLICE

A hélice é formada por um cubo, o qual é preso ao eixo do motor, e por duas ou mais pás, como pode ser visto na figura 8.1, que mostra 3 tipos de hélices.

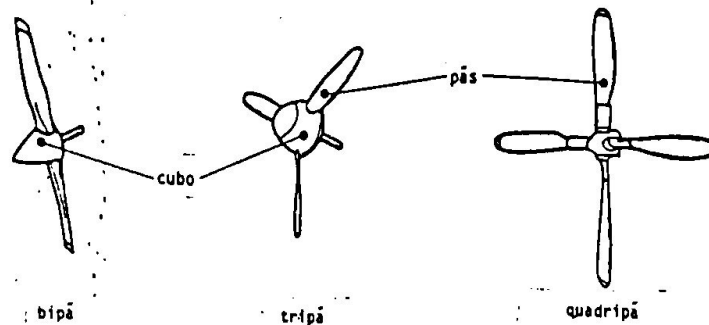


FIGURA 8.1 - Tipos de hélice.

Se fizermos um corte perpendicular à direção radial de uma hélice, numa de suas pás, como indicado na figura 8.2, notaremos que a seção apresenta uma forma semelhante ao perfil da asa de um avião (perfil aerodinâmico).

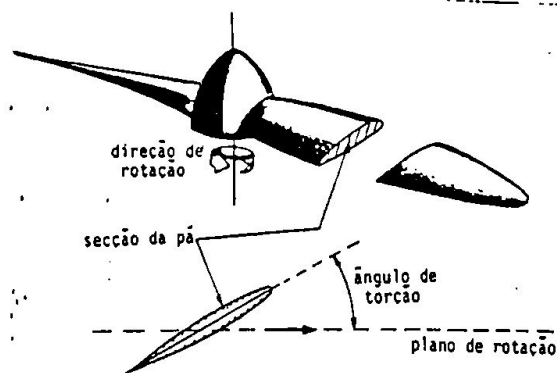


FIGURA 8.2 - Seção da pá e ângulo de torção.

A pá de uma hélice é formada por vários perfis aerodinâmicos, cuja forma varia da região próxima ao cubo

ate a ponta. Cada perfil constituinte da pá está disposto de tal forma a apresentar um certo ângulo, chamado de **ângulo de torção**, formado entre a sua corda e o plano de rotação da hélice, como indicado na figura 8.3.

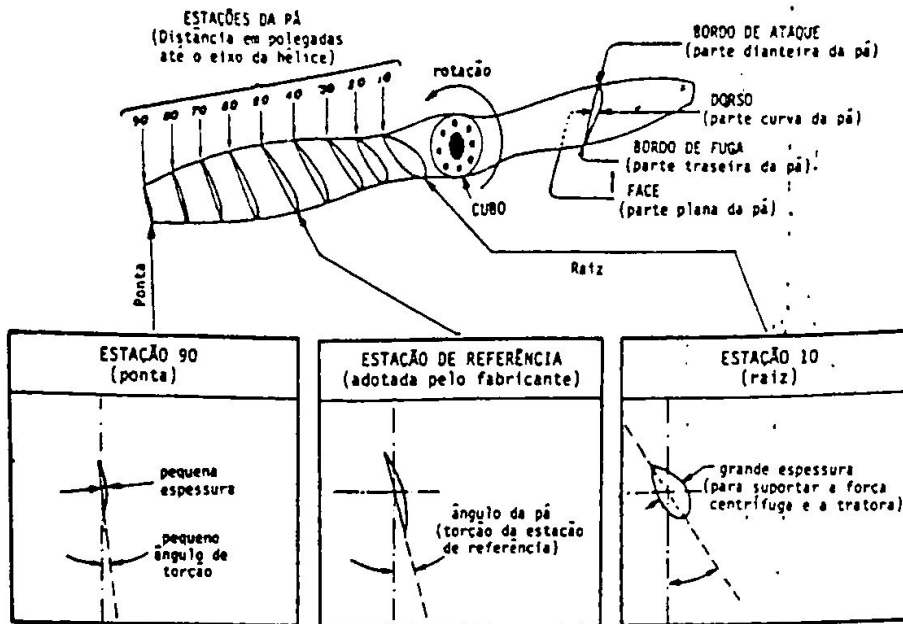


FIGURA 8.3 - Constituição da hélice.

O ângulo de torção de cada perfil diminui do cubo em direção à ponta e isto confere a pá uma aparência torcida. O motivo desta torção será explicado mais adiante.

A hélice é dividida em várias estações, a fim de facilitar a identificação dos perfis e do ângulo de torção correspondente. Uma delas é adotada pelo fabricante como **estação de referência** e é geralmente aquela situada a 3/4 da distância do cubo para a ponta da pá. O ângulo de torção desta estação de referência é adotada como o ângulo da pá.



FIGURA 8.4 - Hélice de madeira.

As hélices podem ser feitas de madeira ou metal, principalmente ligas de alumínio. Outros materiais podem ser usados, mas são menos comuns.

As hélices de madeira eram as mais comuns em motores com menos de 300 Hp, mas hoje estão caindo em desuso mesmo nos motores de pequena potência. A figura 8.4 mostra a constituição de uma hélice de madeira.

As hélices feitas com ligas de alumínio são as mais comumente usadas atualmente, pois apresentam as seguintes vantagens:

- maior durabilidade e resistência;
- podem ser polidas para eliminar pequenos buracos e arranhões, produzidos pelo choque com pedras e detritos, sem afetar as suas características de resistência ou performance; e
- são facilmente recuperáveis.

8.2 FORÇA DE TRACÇÃO DA HÉLICE

Como já sabemos, a pá de uma hélice consiste de uma distribuição de seções de perfis aerodinâmicos, os quais variam em forma, da ponta para a raiz da pá. Embora a asa seja fixa com relação ao avião, a hélice, ao contrário, está girando e vê um fluxo de ar relativo que é o vetor soma da velocidade do avião e a velocidade rotacional da hélice, como indicado na figura 8.5.

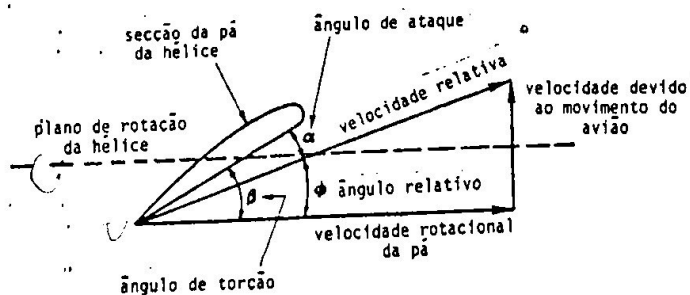


FIGURA 8.5 - Fluxo de ar relativo sobre a pá da hélice.

Como pode ser verificado na figura 8.5, o perfil da hélice apresenta um ângulo de ataque com relação ao vento relativo e, da mesma maneira que uma asa, gera uma resultante aerodinâmica que pode ser decomposta em duas componentes: a componente de tração, atuando na direção do eixo da hélice, e a componente de torque, como indicado na figura 8.6.

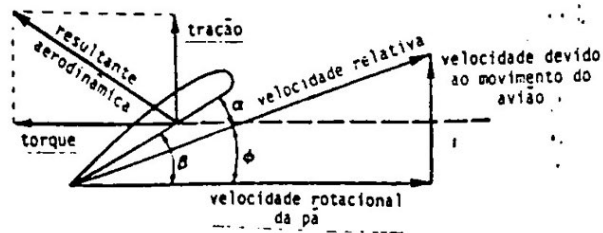


FIGURA 8.6 - Forças sobre a pá da hélice.

A componente de torque opõem-se ao movimento de rotação do motor, atuando como um arrasto sobre ele. No equilíbrio, a hélice roda a uma razão constante determinada pelo torque do motor igual e oposto ao torque da hélice.

A componente de tração é a efetivamente responsável pelo movimento do avião.

8.3 TORÇÃO DAS PÁS

Quando uma hélice gira, a velocidade tangencial da raiz da pá é muito menor que a da ponta, enquanto que a velocidade devido ao movimento do avião é a mesma em ambos os pontos. Dessa maneira, o vento relativo na raiz é quase paralelo ao eixo axial da hélice e, na ponta, ele tende a ser paralelo ao plano de rotação da hélice, como indicado na figura 8.7.

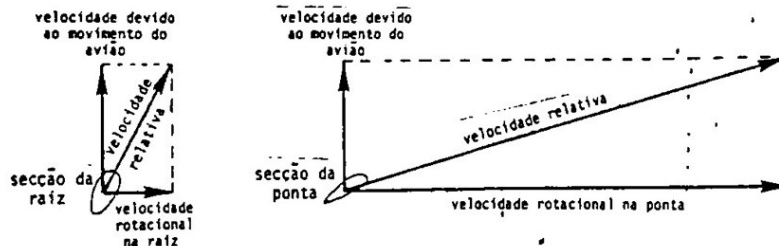


FIGURA 8.7 - Vento relativo na raiz e na ponta da pá da hélice.

Consequentemente, para obter um ângulo de ataque eficiente para todas as seções da hélice, é necessário haver uma torção da pá, de modo que este ângulo de torção seja progressivamente aumentado da ponta para a raiz, como pode ser visualizado na figura 8.3.

8.4 PASSO DA HÉLICE

Como sabemos, a função da hélice é, através da sua rotação, produzir uma força, a qual irá provocar o deslocamento do

avião para a frente. A hélice então funciona semelhantemente a um parafuso e o deslocamento para frente provocado por cada revolução da mesma é chamada de passo da hélice. Podemos definir dois passos de hélice:

8.4.1 PASSO TEÓRICO OU GEOMÉTRICO

Como as pás de uma hélice apresentam um ângulo de torção, esta pode ser comparada a um parafuso. O passo teórico ou geométrico é a distância percorrida ou avanço, a cada revolução da hélice, considerando-a como um parafuso penetrando num meio sólido, isto é, considerando que o acionamento da hélice não provoca deslocamento de ar para trás (ver figura 8.8).

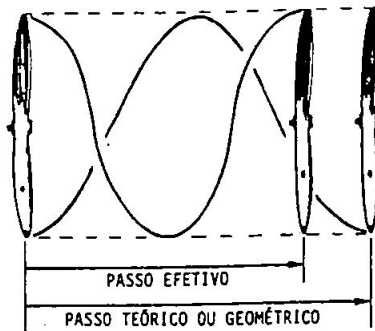


FIGURA 8.8 - Passo teórico e efetivo de uma hélice.

Quanto maior o ângulo das pás, maior o passo teórico.

8.4.2 PASSO EFETIVO

O passo efetivo é o avanço ou a distância que realmente a hélice percorre a cada volta (ver figura 8.8). O passo efetivo é menor que o passo teórico devido a fluidez do ar que provoca um "escorregamento" da hélice.

8.5 EFICIÊNCIA DA HÉLICE

O "escorregamento" citado no item anterior representa uma perda na eficiência da hélice. Quanto maior o escorregamento, menor é a eficiência da hélice. Portanto, para obter máxima eficiência, o passo efetivo deve ser o mais próximo possível do passo teórico.

A definição de eficiência de uma hélice é dada como segue:

$$\eta = \frac{\text{potência útil produzida pela hélice}}{\text{potência produzida pelo motor}}$$

$$\eta = \frac{\text{tração} \times \text{velocidade de v\~{o}}}{2 \pi n \times \text{torque do motor}} = \frac{T U}{2 \pi n Q}$$

onde: "n" é a rotação em rpm, e "Q" é o torque do motor.

Como podemos verificar pela equação acima, a eficiência de uma hélice depende da velocidade da aeronave e da rotação da hélice. Para uma mesma rotação da hélice, quando o avião está parado, a eficiência propulsiva é praticamente nula, pois a velocidade da aeronave é nula e o "escorregamento" é muito grande. A medida que a aeronave vai ganhando velocidade, a eficiência da hélice vai aumentando proporcionalmente, pois o "escorregamento" vai diminuindo gradativamente, até alcançar a velocidade na qual a eficiência da hélice é a máxima para aquela rotação.

Para cada hélice existe uma rotação ideal na qual a máxima eficiência é alcançada e esta rotação varia de hélice para hélice dependendo do ângulo de pá da mesma. A velocidade na qual máxima eficiência ocorre é chamada de **velocidade de projeto** para a hélice considerada.

Como a pá de uma hélice é formada por perfis aerodinâmicos, então as características da mesma são dependentes do ângulo de ataque "α" de cada seção das pás. Desde que o ângulo de ataque "α" de uma seção de uma pá é igual ao ângulo de torção "β" da pá, menos o ângulo relativo "φ", que varia de acordo com a velocidade de v~{o} "V" do avião e a velocidade de rotação "2πrn" da seção (ver figura 8.9), é mais conveniente plotar as características da hélice contra a tangente de "φ" ou contra V/nd.

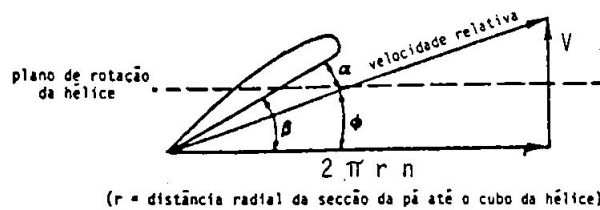


FIGURA 8.9 - Diagrama de velocidades na pá da hélice.

A figura 8.10 apresenta o gráfico de eficiência versus V/nd de uma determinada hélice com as curvas para diversos ângulos de pá.

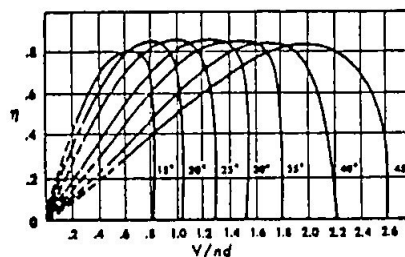


FIGURA 8.10 - Gráfico de eficiência de uma hélice.

Pela visualização deste gráfico fica claro que hélices com pequeno ângulo de pá são mais apropriadas para baixas velocidades de voo; hélices com maiores ângulos de pá são adequadas para maiores velocidades. Em outras palavras, para um ângulo de pá fixo, grande eficiência é obtida somente num pequeno campo de velocidades. Isto significa que uma hélice projetada para boa performance em cruzeiro será deficiente na decolagem, subida, baixa velocidade e altas velocidades de cruzeiro. Em grandes velocidades, a eficiência da hélice cai devido aos efeitos de compressibilidade.

Um fator que influi na eficiência da hélice é o fluxo nas pontas das pás, que semelhantemente às asas de um avião, geram vórtices que provocam uma perda de energia propulsiva. Assim sendo, hélices para baixas velocidades devem possuir grande diâmetro, pás esbeltas (grande alongamento) e com pontas bem arredondadas.

8.6 TIPOS DE HÉLICE

Podemos definir 3 tipos de hélice com relação a possibilidade de mudança do ângulo das pás:

8.6.1 HÉLICE DE PASSO FIXO

É a hélice com ângulo da pá fixo. São desse tipo principalmente as hélices de madeira que são usadas, geralmente, em aviões monomotores de pequeno porte. Apesar de serem as mais simples, leves e baratas, essas hélices têm a desvantagem de somente funcionarem com bom rendimento numa única condição de voo (geralmente voo de cruzeiro).

8.6.2 HÉLICE DE PASSO AJUSTÁVEL

Esta é uma hélice na qual os ângulos de pá podem ser ajustados no solo, com a mesma parada. Isto é especialmente conveniente para decolagens, onde máximo empuxo é requerido com o sacrifício da eficiência em cruzeiro.

8.6.3 HÉLICE DE PASSO CONTROLÁVEL

As hélices de passo controlável são aquelas cujo ângulo das pás pode ser mudado manualmente ou automaticamente durante o voo. Existem 3 diferentes categorias de hélices de passo controlável:

a) HÉLICE DE PASSO CONTROLÁVEL SIMPLES

É uma hélice cujo ângulo de pá é controlado somente pelo piloto, que deve estar atento às modificações de rotação e velocidade de voo, de modo a fazer as correções necessárias. Existem hélices de duas posições ou várias posições. Estas últimas, de difícil manejo, permitem um bom rendimento em qualquer situação.

b) HÉLICE DE PASSO CONTROLÁVEL COM CONTRAPESOS

Neste tipo de hélice existe um mecanismo de contrapesos, próximo ao cubo, que força o aumento do passo. A pressão do ar sobre a pá força-a a reduzir o ângulo da pá. O piloto seleciona o passo mais indicado através das manetes de passo e deixa as pequenas correções para os contrapesos.

c) HÉLICE DE PASSO CONTROLÁVEL AUTOMATICAMENTE

As hélices deste tipo, também chamadas hélices de velocidade constante, apresentam um dispositivo hidráulico chamado governador, que tem a finalidade de manter constante a velocidade de vôo do avião, a qual é selecionada pelo piloto. O governador funciona com a pressão do óleo lubrificante do motor. Quando a rotação do motor aumenta, a pressão de óleo aumenta e o governador aumenta o ângulo da hélice automaticamente; como resultado, o arrasto aerodinâmico das pás aumenta, reduzindo a rotação do motor. Se a rotação diminui, acontece o contrário. Dessa forma o governador mantém constante a velocidade de rotação da hélice, fazendo o motor funcionando sempre na rotação ideal.

As hélices de passo controlável tem a particularidade de serem embandeiradas (passo bandeira) em vôo. Isto significa que o ângulo das pás da hélice é mudado de tal forma que, se o motor que aciona a mesma falhar em vôo, esta não girará, o que aconteceria devido ao efeito de cata-vento, se a hélice não fosse embandeirada. Desta maneira, o arrasto produzido pela hélice será mínimo e o motor não girará pela ação do fluxo de ar sobre a hélice, evitando assim danos ao motor. O embandeiramento é algumas vezes feito através de uma bomba de óleo acionada eletricamente.

Outra particularidade deste tipo de hélice é o passo reverso, que consiste em girar as pás da hélice até que o ângulo da pá torne-se negativo, de forma a produzir empuxo na direção oposta ao movimento do avião (ver figura 8.11). Atualmente o mecanismo de mudança do passo de hélice é projetado para permitir ao piloto selecionar ângulos de pá negativos imediatamente após o pouso, criando assim empuxo reverso para desacelerar rapidamente o avião. Esta característica poupa os freios nos aviões pesados e permite pouso seguro sobre pistas com gelo, onde os freios das rodas são ineficientes.



FIGURA 8.11 - Passo reverso.

8.7 PROBLEMAS SÔNICOS

Como já foi mencionado, a velocidade do vento relativo nas pontas das pás de uma hélice é maior que na raiz das mesmas. Logicamente, se a rotação da hélice for aumentando gradativamente, as pontas das pás alcançarão primeiro a velocidade do som, com o surgimento de ondas de choque e um grande aumento no arrasto. Portanto quando ocorrem condições de fluxo transônico, a eficiência da hélice cai rapidamente e segue, que, em projeto para altas velocidades de vôo, a velocidade do vento relativo nas pontas deve ser tão baixa quanto possível. Normalmente a velocidade das pontas das pás das hélices é limitada para ser menor que 0,8 vezes a velocidade do som.

Uma das soluções é reduzir o diâmetro da hélice com o inconveniente efeito de diminuir também a eficiência propulsiva da mesma, devido à menor área efetiva das pás. Assim sendo, uma hélice para vôo em grandes velocidades deve apresentar pás com grande corda e com máxima quantidade de área das lâminas concentrada no mínimo diâmetro. Por ser a maior parte da propulsão produzida pela parte mais externa das pás, uma hélice de alta velocidade é geralmente caracterizada pelas pontas em forma de remo, recurvadas (enflechadas), que colocam a área onde ela pode ser melhor utilizada, como mostrado na figura 8.12.

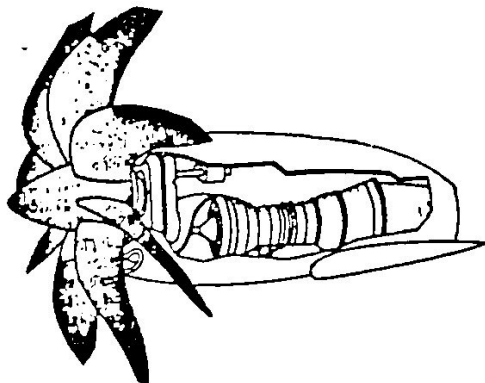
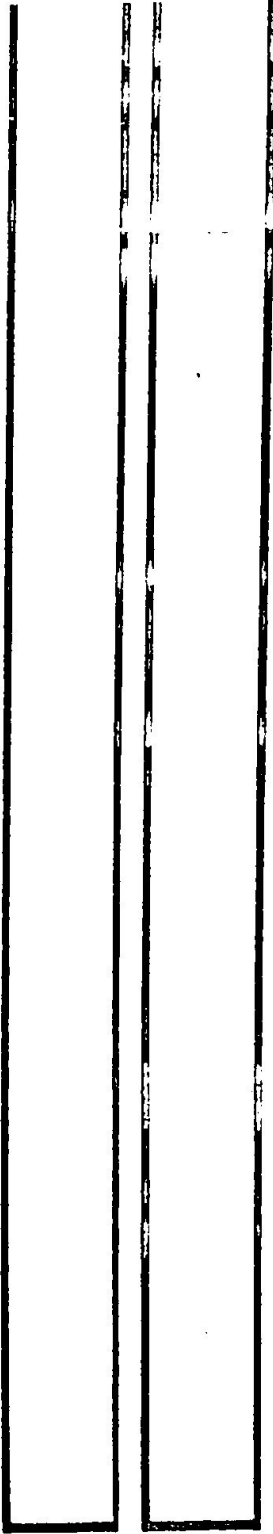


FIGURA 8.12 - Hélice para altas velocidades.

Note pela figura 8.12 que o número de pás também é grande de modo a aumentar a área efetiva de ação.

O número de Mach crítico de uma hélice também pode ser aumentado pelo uso de seções com formas de perfis aerodinâmicos transônicos.



CAPITULO 9

9 PROPULSÃO

9.1 INTRODUÇÃO

Como já sabemos, um automóvel necessita de um motor para acionar suas rodas e, desta forma, promover o seu movimento, contrabalancando as forças de resistência do ar e o atrito sobre o solo e também parte do seu peso, quando subindo uma rampa. Assim também ocorre com o avião, que necessita de um motor ou sistema de propulsão, o qual produzirá a força necessária para promover seu movimento.

Pelo menos uma vez, você já deve ter visto o motor de um automóvel. Alguns aviões de pequeno porte utilizam motores muito semelhantes com o de um carro e que se chamam motores alternativos ou a pistão. Enquanto os automóveis utilizam somente motores deste tipo, os motores aeronáuticos podem ser de diversos tipos: motores a jato, motores turbo-hélice, motores turbófan, etc., dependendo do tipo e da função da aeronave.

Os motores aeronáuticos devem apresentar certas características, que nos motores automobilísticos não são tão exigidas. O motor aeronáutico deve ser seguro e durante operação não pode apresentar falhas, com o risco de resultar em perdas de vidas humanas. Deve também ser econômico, evitando dessa forma grande acréscimo de peso no transporte de combustível. Além disso, deve ser de fácil manutenção de maneira a promover a sua rápida inspeção e manutenção, possibilitando a mínima permanência do avião no solo, pois, principalmente para as empresas de transporte aéreo, avião em terra significa perda de dinheiro.

9.2 AVIÕES A HÉLICE E AVIÕES A REAÇÃO

Os aviões, contrariamente aos automóveis, não possuem uma superfície de contato como o solo, que origina a força de atrito responsável pelo seu movimento. Eles só possuem o ar para se apoiar e para isso se utilizam de dois meios básicos, com relação aos quais podem ser classificados em: aviões a hélice ou aviões a reação direta.

Os aviões a hélice utilizam seus motores para acionar uma hélice, que irá produzir a força propulsiva ou tração, a qual irá causar o movimento do avião. A hélice, como já foi visto no capítulo anterior, funciona basicamente como uma asa produzindo uma força propulsiva para frente e baseia-se no princípio da reação obtida impulsionando grandes massas de ar a velocidades relativamente pequenas (ver figura 9.1). Os motores usados para girar a hélice podem ser de dois tipos: motores a pistão ou motores turbo-hélice. Por utilizar a hélice como órgão intermediário, responsável pelo movimento do avião, estes tipos de motores são chamados de motores de reação indireta.

Os aviões a reação direta utilizam motores que impulsionam o ar diretamente através da energia calorífica obtida pela queima de um combustível. Contrariamente à hélice, o motor a reação impulsiona massas relativamente pequenas de ar a grandes velocidades (ver figura 9.1). Os motores deste tipo são: o motor foguete, o motor estato-jato ou ram jet, o motor turbojato, o motor turbofan, o motor turbo-ram jet e o motor prop-fan.

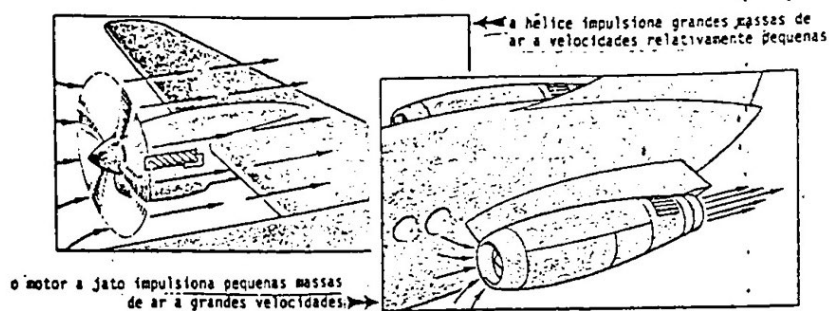


FIGURA 9.1 - Propulsão a hélice e a jato.

Vamos agora estudar com maiores detalhes cada um dos tipos de motores citados acima.

9.3 MOTOR ALTERNATIVO OU MOTOR A PISTÃO

A princípio, o motor a pistão aeronáutico é muito semelhante aos motores dos automóveis, inclusive com relação ao princípio de funcionamento. Eles são constituídos dos seguintes órgãos fundamentais: cilindro, pistão, biela, eixo de manivelas (virabrequim) e cárter (ver figura 9.2).

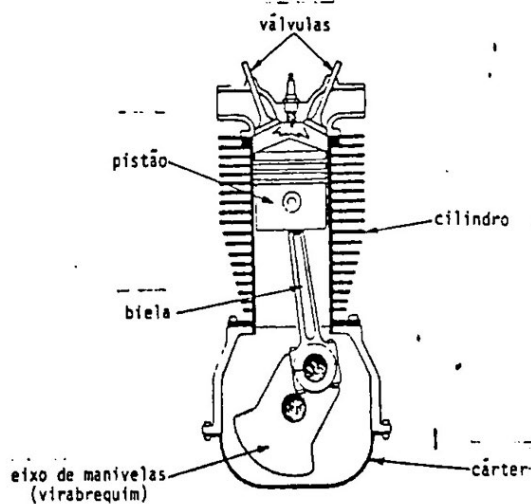


FIGURA 9.2 - Órgãos de um motor a pistão.

Uma mistura química é introduzida no cilindro que tem, internamente, um êmbolo (pistão) e um gerador de faíscas (ver figura 9.2(a)). O êmbolo, por sua vez, é ligado a um eixo de manivelas, que tem uma parte descentralizada. A mistura introduzida no cilindro é comprimida pelo êmbolo e é altamente inflamável (ver figura 9.3(b)). Ao saltar uma faísca dentro do cilindro, esta mistura se inflama libertando uma grande quantidade de calor e fazendo com que o gás contido no cilindro aumente a sua pressão, empurrando o êmbolo que movimenta o eixo de manivelas (ver figura 9.3(c)).

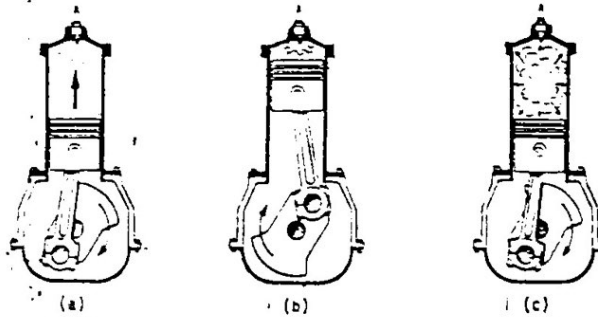


FIGURA 9.3 - Princípio de funcionamento do motor a pistão.

As posições extremas que o êmbolo ou pistão atinge durante o seu movimento no interior do cilindro chamamos de pontos mortos. Há duas posições onde ocorrem os pontos mortos que são (ver figura 9.4):

- o ponto morto superior, quando o pistão está na posição mais alta;
- o ponto morto inferior, quando está na posição mais baixa.

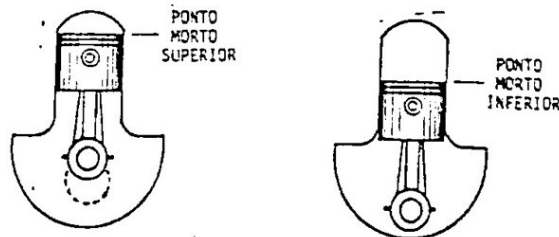


FIGURA 9.4 - Ponto morto superior e inferior.

Existem dois tipos de motores a pistão que funcionam baseados neste princípio, são eles: o motor de quatro tempos e o motor de dois tempos.

9.3.1 MOTOR DE QUATRO TEMPOS

Este é o tipo de motor usado na aviação e também em outros veículos. O primeiro motor de quatro tempos foi construído

por August Otto e Eugen Langen, na Alemanha, motivo pelo qual este motor é conhecido como motor do ciclo Otto. Ele é chamado de quatro tempos porque o seu ciclo de funcionamento ocorre em quatro tempos, subentendendo-se que cada tempo corresponde a um curso de subida ou de descida do pistão.

O princípio de funcionamento é o seguinte:

- 1º tempo (admissão): O pistão está no ponto morto superior e começa a descer. Neste instante, abre-se a válvula de admissão e a mistura combustível existente na tubulação de admissão é aspirada pelo pistão que, descendo, vai enchendo o cilindro. Quando o pistão atinge o ponto morto inferior, a válvula de admissão é fechada (ver figura 9.5).
- 2º tempo (compressão): O pistão sobe e, como as válvulas estão fechadas, não há possibilidade da mistura sair. A mistura combustível que enche os cilindros vai tendo seu volume diminuído até ficar igual ao volume da câmara de combustão, o que ocorre quando o pistão atinge o ponto morto superior (ver figura 9.5).
- 3º tempo (combustão): Quando os gases estão fortemente comprimidos, salta uma centelha elétrica que inflama a mistura. Os gases queimados se expandem, lançando com força o pistão para baixo e fazendo com que o eixo de manivelas gire, devido ao forte impulso que recebeu (ver figura 9.5).
- 4º tempo (escapamento): Este tempo começa com o pistão no ponto morto inferior. A válvula de escape se abre e o pistão chega ao ponto morto superior, fecha-se a válvula de escapamento e abre-se a de admissão, iniciando um novo ciclo (ver figura 9.5).

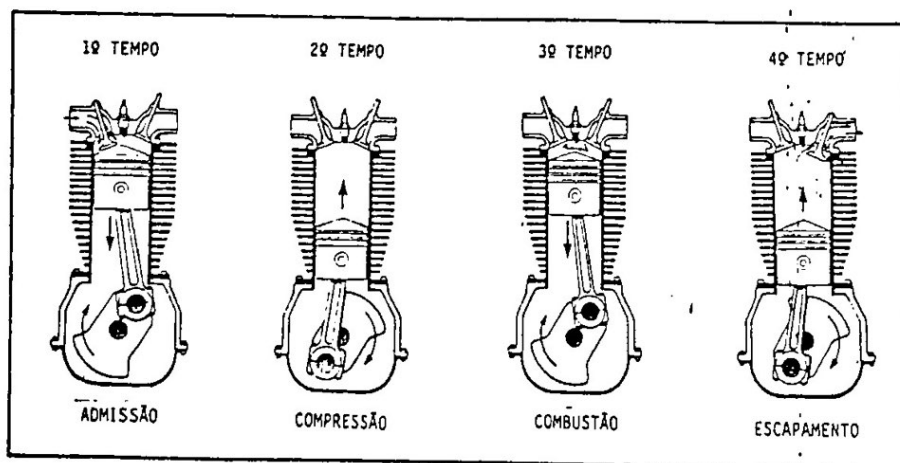


FIGURA 9.5 - Motor de quatro tempos.

É interessante ressaltar que os quatro tempos, ou seja, o ciclo de funcionamento deste motor é realizado a cada duas voltas do eixo de manivelas.

9.3.2 MOTOR DE DOIS TEMPOS

É um motor mecanicamente mais simples do que os motores de quatro tempos, pois tem menos peças. Os cilindros dos motores de dois tempos, geralmente, não têm válvulas. A admissão da mistura combustível e a saída dos gases queimados são feitas pelo próprio pistão, durante o seu curso de subida e descida respectivamente.

Nos motores de dois tempos, todo o ciclo de funcionamento é realizado em apenas dois tempos ou uma única volta do eixo de manivelas. O princípio de funcionamento é o seguinte:

1º tempo (curso ascendente): Neste tempo ocorrem a admissão, a compressão, a ignição e a combustão da mistura simultaneamente (ver figura 9.6).

2º tempo (curso descendente): Neste tempo ocorrem a expansão e o escapamento dos gases queimados simultaneamente (ver figura 9.6).

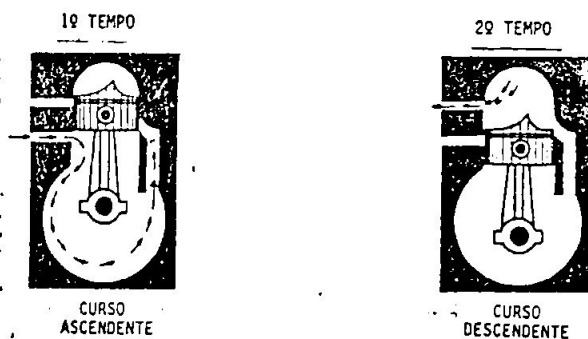


FIGURA 9.6 - Motor de dois tempos.

Este tipo de motor, mesmo sendo simples, não é utilizado em aviação devido as seguintes desvantagens:

- saída de combustível pelo cano de escapamento;
- resfriamento mais difícil, em vista da rapidez com que se sucedem os tempos;
- lubrificação deficiente, pois o óleo lubrificante é misturado ao combustível; e
- enfraquecimento da mistura combustível, em face a contaminação dos gases de escapamento.

9.3.3 CONSIDERAÇÕES SOBRE O MOTOR A PISTÃO AERONÁUTICO

Vamos aqui fazer algumas comparações que se acham relevantes do motor a pistão aeronáutico com relação ao motor automobilístico. Os motores aeronáuticos possuem as mesmas peças básicas dos motores de automóveis, porém são construídos de modo a terem as qualidades exigidas para uso aeronáutico, conforme foi mencionado na introdução deste capítulo.

Em primeiro lugar, nos motores automobilísticos, a mistura de ar e combustível é realizada no carburador e é elevada ao pistão por meio da tubulação de admissão, devido à depressão dentro dos cilindros causada pelo movimento descendente do pistão. O mesmo pode ser nas aeronaves que voam a baixa altitude, como no caso dos ultra-leves. Nas aeronaves que devem voar em altitudes mais elevadas, porém, existe um problema a ser contornado.

Sabemos que a atmosfera torna-se menos densa à medida que subimos. Essa queda de densidade faz com que a mistura combustível fique cada vez mais rica, isto é, aumenta a quantidade de combustível e diminui a quantidade de ar, provocando perda de potência cada vez maior em função da altitude. A maneira mais prática para se evitar que a aeronave tenha de voar em baixas altitudes, é fornecer ar comprimido para os motores, melhorando a mistura combustível. O fornecimento de ar comprimido aumenta a compressão dos motores, incrementando também sua potência. O componente que proporciona este aumento de potência é o turbocompressor mostrado esquematicamente na figura 9.7.

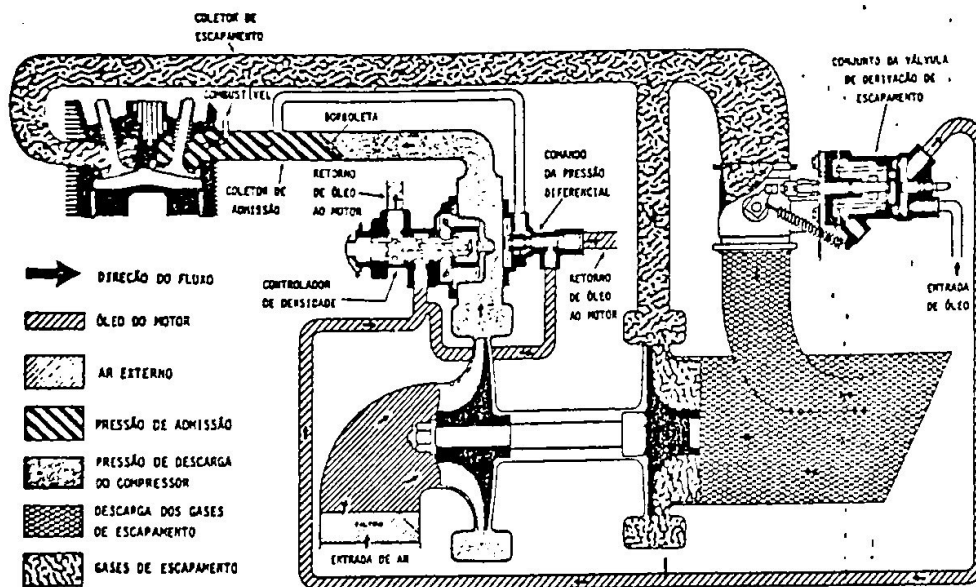


FIGURA 9.7 - Turbocompressor.

O princípio de funcionamento do turbocompressor é aproveitar os gases queimados na combustão, que saem a grande velocidade, para girar uma turbina, que, por sua vez está ligada a um compressor através de um eixo. Ao girar, a turbina gira o compressor que admite ar e o comprime para um carburador, onde é misturado com o combustível e enviado aos cilindros do motor.

Os motores automobilísticos geralmente possuem apenas uma vela por cilindro. Os motores aeronáuticos apresentam duas velas por cilindro; uma das velas de cada cilindro é comandada por um magneto e a outra vela, por outro magneto.

Isto é feito para proporcionar maior segurança, evitando-se o não funcionamento de qualquer um dos cilindros.

• Geralmente os motores aeronauticos são refrigerados ^o ar porque este sistema é o que acarreta menor acrescimo de peso ao motor. Além disso, a velocidade de deslocamento dos aviões comparada com a dos automóveis é muito maior, aumentando a eficiência deste tipo de sistema de refrigeração. A própria queda da temperatura com a altitude também contribui para a refrigeração do motor.

9.4 MOTORES A REACÇÃO DIRETA

Os motores a reacção directa, como já foi comentado, impelem os aviões devido a força de reacção gerada pela impulsão de quantidades de ar relativamente pequenas, a grandes velocidades para trás e por esse motivo são também conhecidos como motores a jato. São eles o motor foguete, o motor estato-jato, o motor pulso-jato, o motor turbojato e o motor turbo-ram jet. O motor foguete, o motor estato-jato e o motor pulso-jato são casos especiais de motor a jato. Os outros tipos citados apresentam em comum o sistema principal de geração de energia, que é conhecido como gerador de gás básico ou turbina a gás. Por esse motivo tais motores também são conhecidos como motores de turbina a gás.

Os motores turbo-hélice, turbofan e prop-fan, por apresentarem uma turbina a gás como sistema principal de geração de energia, também estão incluídos neste grupo.

9.4.1 O MOTOR FOGUETE

O motor foguete, de maneira similar aos outros tipos de motores a jato, produz tracção pela ejeção, para trás, de uma massa de gases quentes a grande velocidade. A principal diferença é que os veículos equipados com os outros tipos de motores a jato necessitam carregar somente o combustível: eles captam o ar atmosférico, que entra pelas entradas de ar destes motores, para ser utilizado na combustão e ser acelerado para trás, gerando a força propulsiva. Assim estes motores conseguem razões de mistura ar-combustível de aproximadamente 70 para 1. Isto significa que somente 1/70 da massa total do fluxo de gás impellido para trás precisa ser carregado junto com a aeronave.

O motor foguete, ao contrário, não capta o ar atmosférico para utilizá-lo como agente oxidante na combustão do seu combustível; ele carrega seu próprio oxidante e combustível em forma líquida ou sólida. A força propulsiva é originada pelos gases liberados pela queima do combustível e do oxidante, que escapam através de um bocal de exaustão a uma grande velocidade e temperatura. Assim sendo, o motor foguete pode operar mesmo fora da atmosfera terrestre, motivo pelo qual são utilizados para propellar foguetes espaciais e mísseis. Porém o peso envolvido na transporte do

combustível e do agente oxidante (oxigênio) limita a combustão a um curto período de tempo.

Os motores foguete podem ser classificados em motores de combustível líquido ou sólido, conforme o estado do combustível e do elemento oxidante que os veículos propulidos por estes motores carregam. A figura 9.8 ilustra dois tipos de motores foguete.

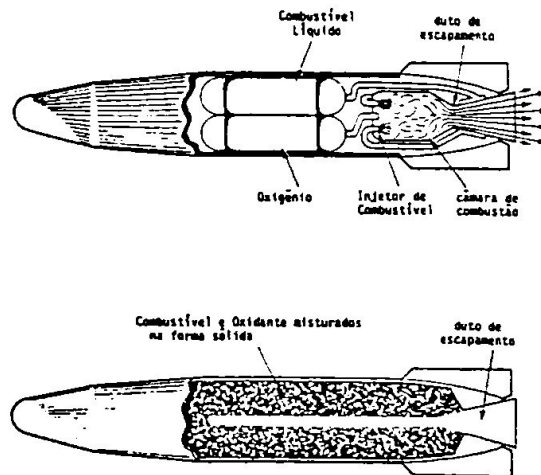


FIGURA 9.8 - Motores foguete.

9.4.2 MOTOR ESTATO-JATO

O estato-jato ou ram jet, como é conhecido, é o mais simples de todos os outros tipos de motores que utilizam o ar atmosférico para auxiliar na combustão, pois apresenta poucos componentes internos. Ele é um duto com uma entrada de ar divergente e um bocal de escape convergente ou convergente-divergente (ver figura 9.9).

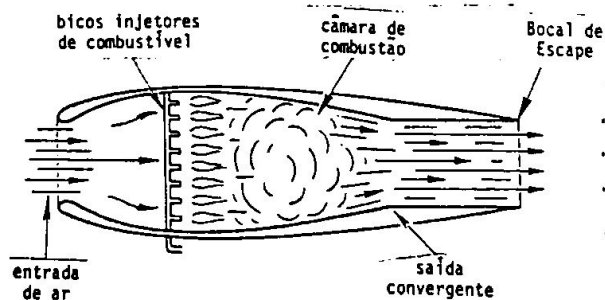


FIGURA 9.9 - Motor estato-jato.

Seu princípio de funcionamento é o seguinte. O ar, que deve entrar no motor a grande velocidade, é desacelerado e tem sua pressão estática aumentada devido à forma divergente da entrada de ar do motor. Combustível é adicionado ao ar comprimido e esta mistura é incendiada, resultando na combustão e expansão dos gases. Essa combustão faz com que a massa de ar tenda a sair pela bocal de escape do motor, onde ela é acelerada e é expelida a uma velocidade muito maior do que a que possuía quando entrou. Essa mudança na velocidade do ar que entra e do que sai resulta em empuxo.

O estato-jato é frequentemente usado para impulsionar mísseis e veículos-alvo para treinamento com artilharia anti-aérea, mas é inadequado para impulsionar um avião porque necessita estar se locomovendo com grande velocidade para frente, antes que qualquer empuxo seja produzido por ele. Isto porque deve haver uma grande velocidade do ar que entra, de maneira a promover a compressão deste ar e impedir que os gases provenientes da combustão saiam pelo bocal de entrada do motor.

9.4.3 MOTOR PULSO-JATO

O motor pulso-jato, mostrado na figura 9.10, usa o princípio da combustão intermitente. Este motor é composto de um duto aerodinâmico similar ao do motor estato-jato, mas, devido as maiores pressões envolvidas, ele é de construção mais robusta. A entrada do duto tem uma série de válvulas do tipo flape, que abrem-se devido à pressão de impacto do fluxo de ar de entrada gerado pelo movimento do motor para frente. O ar que entra é aquecido pela queima do combustível injetado pelos queimadores, na câmara de combustão. A expansão resultante causa um aumento na pressão do ar, forçando o fechamento das válvulas de entrada e a expulsão dos gases para trás, provendo um empuxo estático moderado que o motor estato-jato não possui. A depressão criada pela exaustão dos gases e a pressão de impacto do ar à frente do motor fazem as válvulas se abrirem e o ciclo se repete.

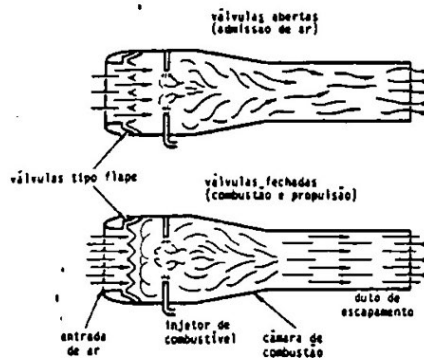


FIGURA 9.10 - Motor pulso-jato.

O motor pulso-jato foi muito utilizado pelos alemães durante a Segunda Guerra Mundial para impulsionar as temíveis bombas V-1, que assplaram principalmente a Inglaterra.

9.4.4 MOTOR TURBOJATO

O motor turbojato é essencialmente um motor termodinâmico, que usa ar como fluido de trabalho para produzir tração. Para conseguir isto, o motor turbojato capta o ar à sua frente (que entra a uma certa velocidade), acelera este ar no seu interior e o expulsa para trás a uma grande velocidade; isto significa que a velocidade ou energia cinética do ar é aumentada no interior do motor.

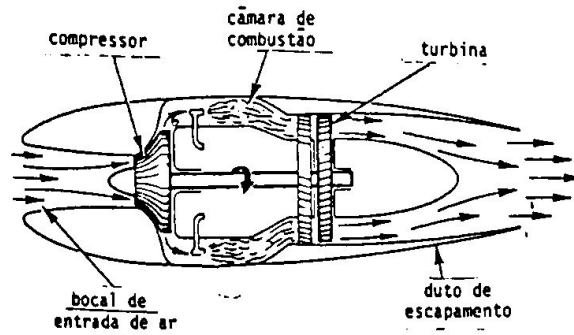


FIGURA 9.11 - Motor turbo-jato.

O motor turbojato, mostrado na figura 9.11, é composto basicamente pelas seguintes partes: bocal de entrada de ar, compressor, câmara de combustão, turbina e duto de escapamento.

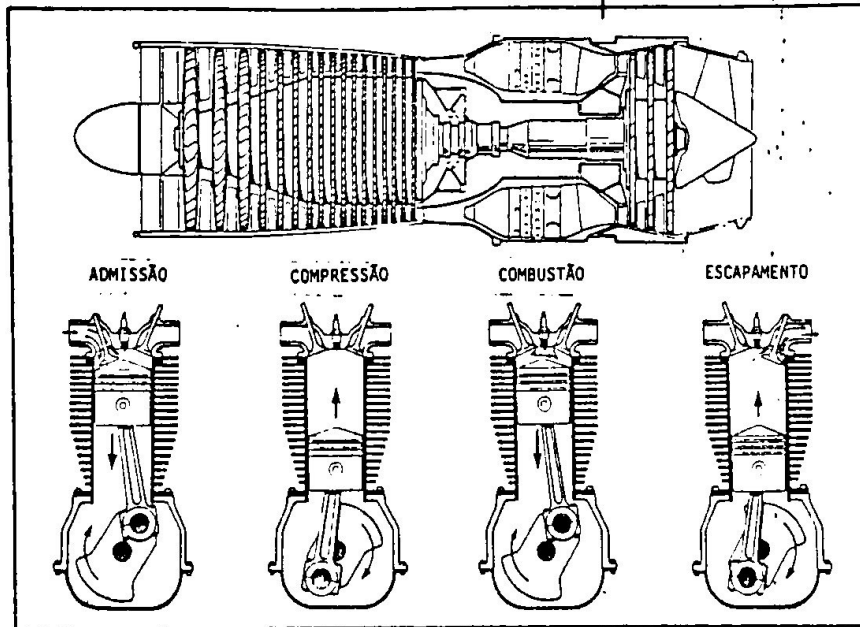


FIGURA 9.12 - Fases do motor turbo-jato.

O ar atmosférico entra pelo bocal de entrada e é comprimido no compressor. Depois, na câmara de combustão, recebe grande quantidade de energia através da queima de um combustível

que é misturado a ele. Os gases provenientes da câmara de combustão passam pela turbina, a qual consome parte da energia desses gases para acionar o compressor, garantindo assim o funcionamento do motor. Os gases depois de passarem pela turbina são expulsos para a atmosfera a grande velocidade através do duto de escape. O ciclo de trabalho de um turbojato é similar aos quatro tempos de um motor a pistão, sendo que em ambos há uma fase de admissão, uma de compressão, uma de combustão e outra de escape ou exaustão. Isto pode ser verificado com o auxílio da figura 9.12.

Uma particularidade é que no motor a pistão o ciclo é intermitente, sendo o pistão o item atuante em todos os quatro tempos. No turbojato, em contraste, o ciclo é contínuo e o motor apresenta seções diferentes realizando as respectivas fases deste ciclo: seção de compressão, seção de combustão, seção da turbina e seção de exaustão. Vamos a seguir estudar cada uma destas seções.

a) SEÇÃO DO COMPRESSOR

A seção do compressor aloja o rotor do compressor e funciona fornecendo ar em quantidade suficiente para suprir as necessidades do combustor. O principal objetivo do compressor é aumentar a pressão da massa de ar que entra no motor, para descarregá-lo no difusor e na seção combustora na velocidade, temperatura e pressão corretas. A função secundária do compressor é fornecer ar sangrado do motor para resfriar a seção quente (seção de combustão) e fornecer ar para utilizações diversas na aeronave. Para conseguir isso o compressor é acionado por um eixo ligado ao conjunto da turbina.

Existem dois tipos de compressor comumente usados nos motores turbojato, são eles: o compressor centrífugo e o compressor axial.

1. Compressor Centrífugo

O compressor centrífugo, as vezes denominado compressor de escoamento radial, é o modelo mais antigo ainda em uso atualmente, principalmente nos motores turbo-hélice.

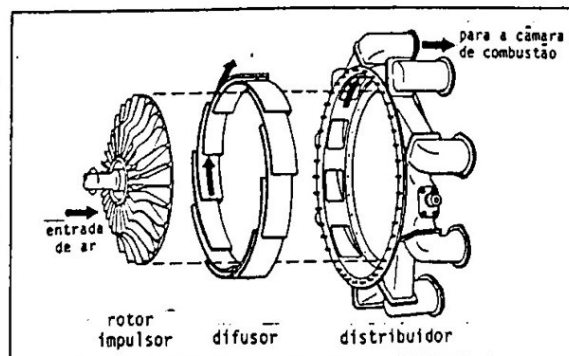


FIGURA 9.13 - Compressor centrífugo.

O conjunto do compressor centrífugo mostrado na figura 9.13 consiste basicamente de um rotor impulsor, um difusor e um distribuidor.

O impulsor é geralmente feito de liga de alumínio forjado, podendo ser construído de um ou dois lados, como ilustrado na figura 9.14.

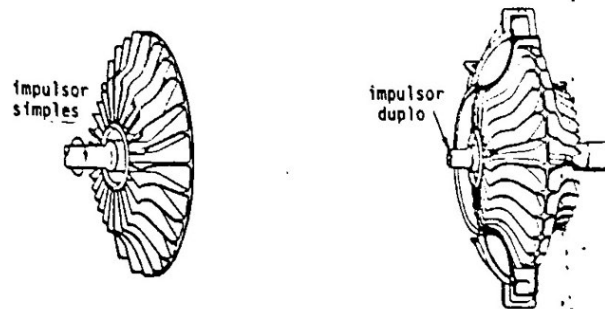


FIGURA 9.14 - Impulsores centrífugos.

O compressor centrífugo executa sua função recebendo o ar no centro e acelerando-o para fora por reação centrífuga à sua velocidade rotacional. O difusor é um conjunto de lâminas que envolve o impulsor no seu diâmetro maior para receber o ar de saída deste. Estas lâminas são colocadas de modo a formarem dutos de passagem divergente (ver figura 9.15), nos quais o ar é espalhado, desacelerado e tem a pressão estática aumentada. Podemos verificar isto através da figura 9.16 que mostra como variam a pressão e a velocidade do fluxo de ar através do compressor centrífugo. O distribuidor (ver figura 9.13) recebe o ar dos difusores e o distribui numa condição livre de turbulência para a seção de combustão.

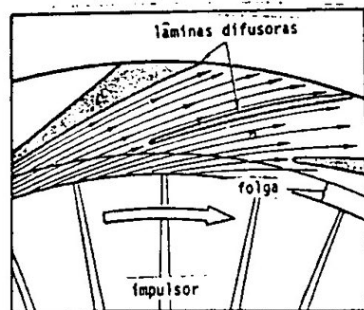


FIGURA 9.15 - Detalhe do fluxo de ar passando pelo difusor.

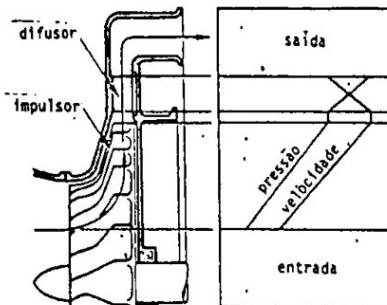


FIGURA 9.16 - Diagrama da variação da pressão e da velocidade do fluxo de ar através do compressor centrífugo.

As vantagens do compressor centrífugo são várias:

- aumento de pressão até uma razão de 8 para 1 por estágio,
- boa eficiência em ampla escala de velocidades rotacionais,
- simplicidade de fabricação e baixo custo,
- baixo peso,
- requisitos mínimos para potência de arranque.

A desvantagem principal deste tipo de compressor é que o seu diâmetro relativamente grande representa uma grande área frontal provocando um aumento no arrasto aerodinâmico (ver figura 9.17).

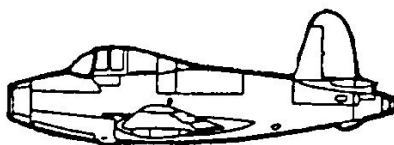


FIGURA 9.17 - Avião com motor turbo-jato de compressor centrífugo.

No caso do compressor com impulsor duplo há a necessidade de uma seção de entrada relativamente grande.

2. Compressor Axial

Um compressor axial, mostrado na figura 9.18, possui dois elementos principais, que são o rotor e o estator. O rotor possui pás encaixadas radialmente em seu disco, formando vários estágios. O estator é um conjunto de pás encaixadas radialmente na parede interna da carcaça do compressor, também formando vários estágios. Cada conjunto de pás do rotor é seguido de um conjunto de pás do estator formando um estágio de compressão.

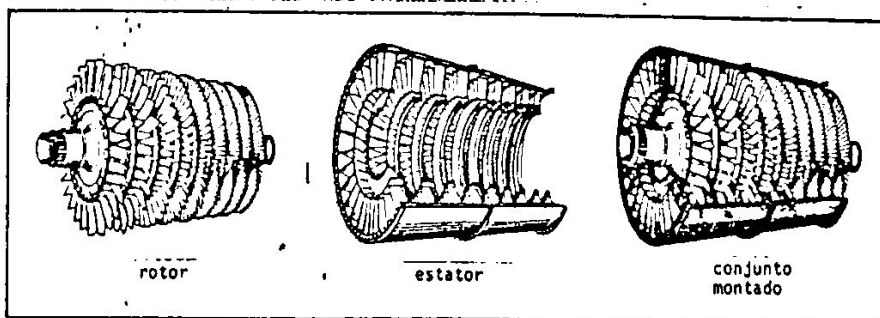


FIGURA 9.18 - Compressor axial.

A rotação das pás do rotor, que possuem a forma de pequenas asas (ver figura 9.19), impelem o ar para trás, aumentando sua velocidade através de cada

estágio de compressão. É por esse motivo que elas são chamadas de aletas impelidoras.

Ao ser impelido para trás, o ar acelerado encontra um estágio de pás do estator, também chamadas de aletas estatoras (ver figura 9.20), que transformam a energia cinética deste ar em energia de pressão, isto é, o ar é desacelerado e tem sua pressão estática aumentada. As aletas estatoras também possuem a função secundária de direcionar o fluxo de ar ao próximo estágio de compressão. Em cada estágio do compressor, o aumento de pressão do ar é de aproximadamente 1,27 para 1, o que mostra a necessidade de vários estágios para conseguir taxas de compressão maiores.

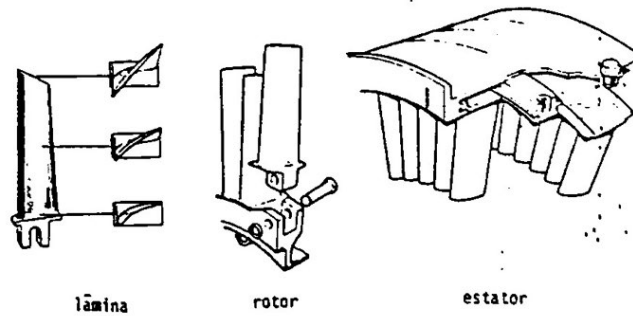


FIGURA 9.19 - Detalhe das lâminas do rotor e do estator.

O diagrama da figura 9.20 ilustra um compressor axial em corte e como variam a velocidade e a pressão do ar através dele.

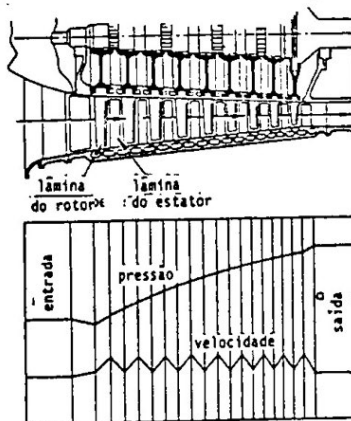


FIGURA 9.20 - Diagrama de variação da pressão e da velocidade do fluxo de ar através do compressor axial.

Note pela figura 9.20, que a área da passagem do fluxo de ar no compressor axial vai diminuindo

proGRESSIVAMENTE, formando um duto convergente. Como sabemos, quando o ar é comprimido seu volume diminui. O formato convergente tem a finalidade de proporcionar a quantidade adequada de espaço para o ar ocupar a medida em que ele é comprimido, de maneira a manter constante o fluxo de ar ao longo do compressor. Note também que além de aumentar a velocidade do fluxo de ar, as aletas impelidoras do rotor também promovem um aumento da sua pressão estática. Isto ocorre porque a passagem do ar entre uma aleta impulsora e outra, de um mesmo estágio, tem uma forma divergente, o que causa o aumento da pressão deste ar (ver figura 9.21).

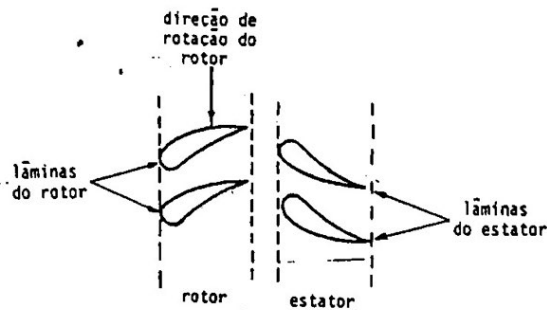


FIGURA 9.21 - Disposição das lâminas do rotor e do estator.

O compressor axial possui muitas vantagens. São elas:

- por ser axial, o fluxo de ar não apresenta perda de energia devido a trajetos em dutos curvados, como acontece no compressor centrífugo;
- pequena área dianteira, resultando em pouco arrasto;
- altas taxas de compressão obtidas pela utilização de vários estágios.

As desvantagens do compressor de fluxo axial são:

- dificuldade de fabricação,
- peso relativamente alto,
- alta demanda de potência de arranque, e
- baixo aumento de pressão por estágio, criando a necessidade de utilização de muitos estágios.

b) SEÇÃO DE COMBUSTÃO

A seção de combustão, geralmente situada atrás do compressor, recebe o ar comprimido e tem como função adicionar energia calorífica a este ar, provocando sua expansão e aceleração. A seção ou câmara de combustão, como mostrado na figura 9.22, consiste basicamente de uma carcaça externa, uma camisa interna perfurada, um sistema de injeção de combustível e um sistema de ignição de arranque.

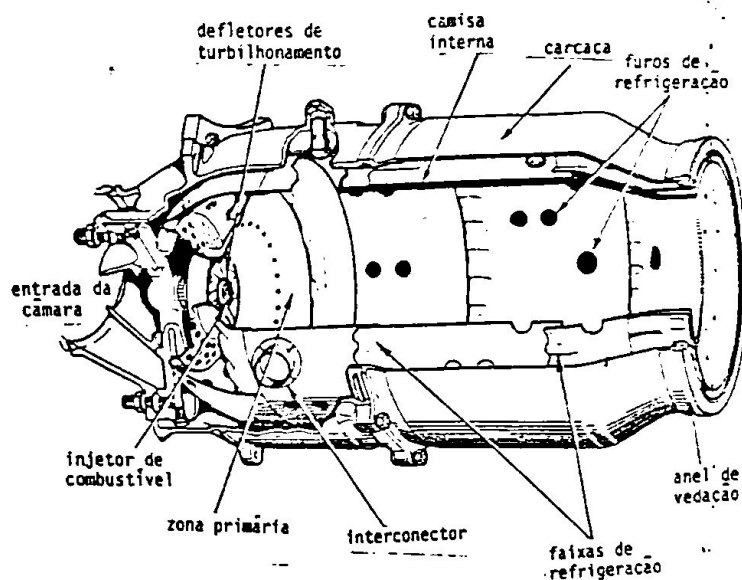


FIGURA 9.22 - Câmara de combustão.

Para funcionar com maior eficiência, a câmara de combustão deve possuir meios de proporcionar uma mistura adequada de ar e combustível. Ela deve também resfriar os produtos quentes da combustão a uma temperatura que os componentes da seção da turbina, para onde estes vão a seguir, possam suportar. Para conseguir isso, o fluxo de ar que passa através da câmara de combustão é dividido em dois: um chamado de primário e o outro de secundário.

O fluxo primário, aproximadamente 25 % do fluxo total, é direcionado para a área de combustão. O ar secundário, os 75 % restantes, age como uma camada de ar de resfriamento em ambos os lados da camisa e centraliza a chama de forma que esta não contacte o metal. O ar secundário também dilui a mistura a uma temperatura aceitável para a vida útil dos componentes da turbina. A figura 9.23 ilustra o caminho dos fluxos primário e secundário no interior de uma câmara de combustão.

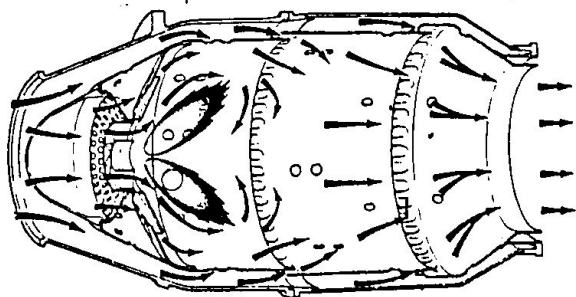


FIGURA 9.23 - Fluxo de ar através da câmara de combustão.

Existem praticamente quatro tipos de câmaras de combustão: a multi-câmaras, a anular e a canelada.

1. Multi-câmaras

Este tipo mais antigo de câmara de combustão não é comumente utilizada hoje em dia. A multi-câmaras, ilustrada na figura 9.24 consiste de carcaças externas múltiplas, cada uma com sua respectiva camisa perfurada. As câmaras de combustão individuais são interconectadas por meio de tubos de propagação de chama para que, quando a combustão ocorrer nas câmaras que apresentam dispositivos de ignição, a chama possa propagar-se para as outras câmaras restantes.

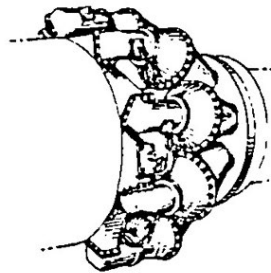


FIGURA 9.24 - Multi-câmaras.

2. Câmara Anular

A câmara de combustão anular, ilustrada na figura 9.25, consiste de uma carcaça externa e uma camisa interna perfurada, ambas circundando o motor por inteiro. A camisa perfurada é muitas vezes chamada de cesta. Bicos injetores de combustível múltiplos projetam-se para dentro da cesta e o ar primário e secundário realizam a combustão e o resfriamento da mesma maneira como descrito no item anterior.

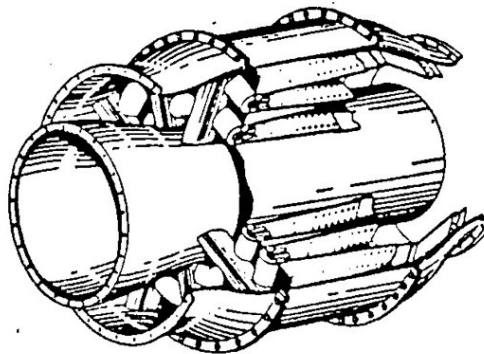


FIGURA 9.25 - Câmara de combustão anular.

Este tipo de câmara é comumente utilizada hoje em motores de pequeno e grande porte e é considerada o modelo mais eficiente, no que se refere à eficiência

térmica versus peso e seu comprimento menor comparada com o dos outros tipos.

3. Câmara de Combustão Canelada

A câmara de combustão canelada é mais comum em aeronaves comerciais impulsionadas pelos motores Pratt & Whitney. Esse modelo, ilustrado na figura 9.26, consiste de uma carcaça externa e várias camisas internas localizadas radialmente em torno do eixo do motor, sendo que cada camisa possui seu próprio grupo de bicos injetores de combustível.

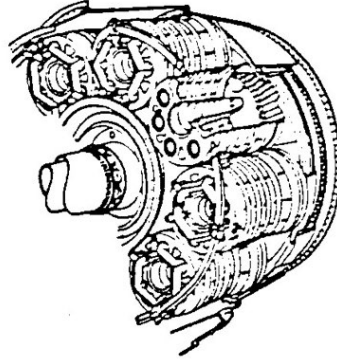


FIGURA 9.26 - Câmara de combustão canelada.

c) SEÇÃO DA TURBINA

A turbina está geralmente localizada atrás da seção de combustão (ver figura 9.11), é um conjunto semelhante ao compressor axial anteriormente apresentado e compreende uma ou mais rodas de turbina e estatores, como ilustrado na figura 9.27. Cada conjunto de um estator e uma roda de turbina corresponde a um estágio da turbina.

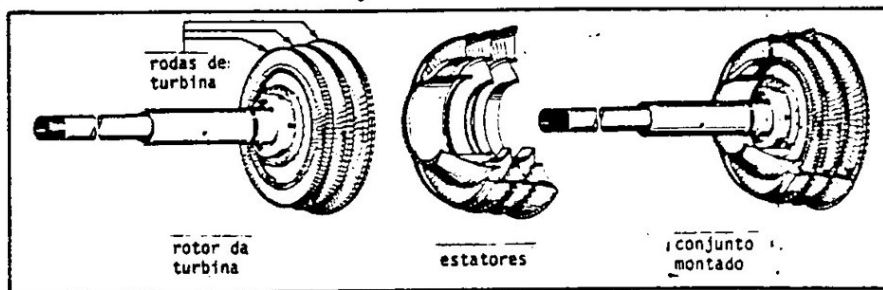


FIGURA 9.27 - Conjunto da turbina.

A turbina tem como função converter uma parte da energia cinética dos gases expandidos, provenientes da seção de combustão, em energia de rotação de eixo para acionar o compressor e acessórios do motor e do avião. Tal conversão é realizada pela roda da turbina, através de suas pás semelhantes às do compressor axial. Na turbina, diferentemente ao compressor axial, existem aletas estatoras as quais estão localizadas à frente de cada

roda da turbina. Enquanto os estatores do compressor atuam como difusores, diminuindo a velocidade e aumentando a pressão do fluxo de ar, os estatores da turbina atuam como bocais de forma convergente, aumentando a velocidade e diminuindo a pressão do fluxo de gases provenientes da seção de combustão. As aletas da roda da turbina, recebendo o fluxo de gases do estator, tendem a fazê-la girar. Isto ocorre devido à pressão de impacto deste fluxo nas aletas da roda da turbina, além da força de sustentação gerada pela forma aerodinâmica destas aletas. A figura 9.28 ilustra o fluxo dos gases de combustão, através de um estágio de uma turbina.

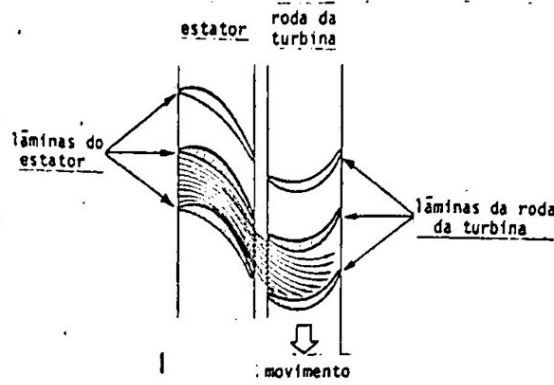


FIGURA 9.28 - Detalhe da disposição das pás do conjunto da turbina e do fluxo de gases através dele.

d) SEÇÃO DE ESCAPAMENTO

A seção de escapamento localiza-se imediatamente atrás da seção da turbina e consiste, como mostra a figura 9.29, de um cone de escapamento convergente e um cone de cauda interno.

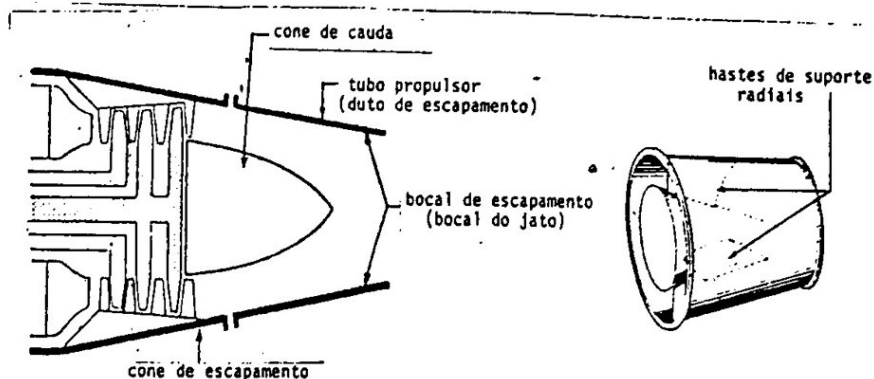


FIGURA 9.29 - Seção de escapamento convencional.

O cone de escapamento, às vezes chamado de coletor de escapamento, coleta os gases de escapamento descarregados da turbina, acelera-os devido ao seu formato convergente (ver figura 9.29), convertendo-os gradualmente em jato

dirigido para trás do motor. Esse processo é completado pelo cone de cauda e suas hastes de suporte radiais. O cone de cauda impede que o ar se torne turbulento atrás da roda da turbina, e as haste de suporte radiais, devido ao seu formato conveniente, forçam o ar a retornar para uma direção axial, retirando qualquer componente rotacional do fluxo de ar de escapamento.

O tubo propulsor é uma parte da estrutura da aeronave, utilizada para adaptar o motor à instalação específica de uma aeronave. Ele é um duto convergente também chamado de tubo ejetor ou duto de escapamento. Sua forma convergente faz com que os gases se aceleram à velocidade necessária para produzir o empuxo requerido. O tubo propulsor convergente da figura 9.29 é para ser utilizado em aeronaves subsônicas, pois os gases nunca podem correr mais rápido que a velocidade do som nesse tipo de bocal.

e) CONSIDERAÇÕES SOBRE O MOTOR TURBOJATO

O motor turbojato cujas partes foram descritas acima tem sua aplicabilidade em aeronaves para desenvolver altas velocidades subsônicas porém, devido ao seu baixo rendimento e grande quantidade de ruído gerado pelos gases de escapamento, em comparação ao motor turbofan que será apresentado mais adiante, ele não é muito utilizado nestes casos. Atualmente o motor turbojato é utilizado principalmente em aviões militares supersônicos para velocidades até Mach 3. Para tanto ele apresenta algumas características referentes ao bocal de admissão e ao duto de escapamento, que devem ser discutidas.

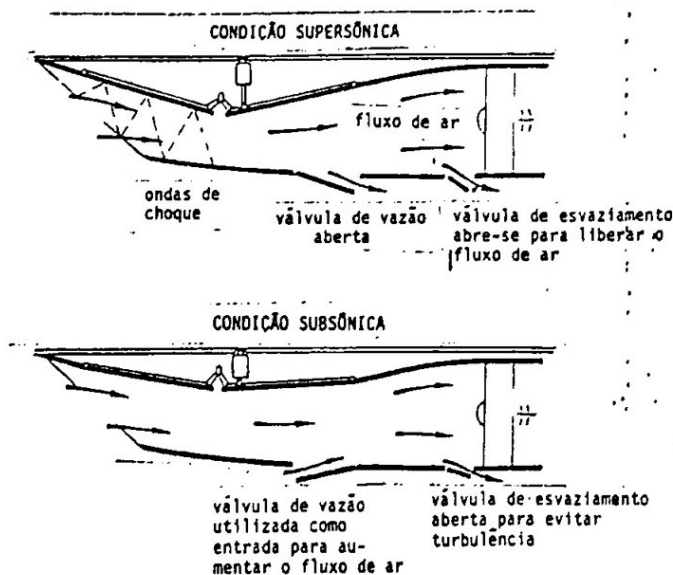


FIGURA 9.30 - Bocal de entrada variável.

Para que um motor turbojato funcione satisfatoriamente, exige-se um fluxo de ar subsônico no compressor para que as aletas giratórias permaneçam livres de acúmulo de

ondas de choque prejudiciais ao processo de compressão. Com o avião deslocando-se a velocidades supersônicas torna-se necessário prover um meio de reduzir a velocidade do fluxo de ar na entrada do compressor até velocidades subsônicas. Isto é conseguido através de um duto de admissão de geometria variável, de maneira a criar uma entrada de ar de forma convergente-divergente de proporções variáveis, como indicado na figura 9.30.

Como indicado na figura 9.30, quando a aeronave está em vôo supersônico, a forma convergente-divergente do duto de admissão promove a desaceleração supersônica do fluxo de ar através da formação de ondas de choque sucessivas na parte convergente, seguida de uma desaceleração subsônica na parte divergente do duto. Isto ocorre porque, como já sabemos, quando um fluxo de ar supersônico encontra um bocal divergente, se este fluxo apresentar energia suficiente, ele tenderá a aumentar sua velocidade.

No caso do duto de entrada, o fluxo de ar desacelerado na parte convergente e que sai dele a velocidade sônica, não possui energia suficiente para acelerar-se novamente na parte divergente; ao invés disso é desacelerado até velocidades subsônicas.

Quando a velocidade da aeronave é subsônica, o duto de admissão se encontra totalmente aberto, de maneira que a velocidade do fluxo de ar na entrada do compressor é praticamente igual à velocidade de vôo do avião (ver figura 9.30).

Com relação ao duto de escapamento, no motor turbo-jato para aviões supersônicos, este deve apresentar uma forma convergente-divergente como indicado na figura 9.31.

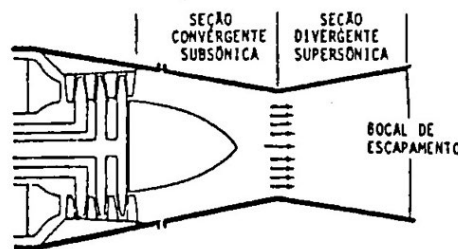


FIGURA 9.31 - Duto de escapamento convergente-divergente.

A forma convergente-divergente é utilizada para acelerar os gases, que saem da turbina a velocidades subsônicas, até velocidades supersônicas no escape para a atmosfera. O fluxo de gases que saem da turbina com grande quantidade de energia é acelerado através da parte convergente do duto de escape até alcançar a velocidade sônica na sua parte mais estreita. A seguir, devido a parte divergente, o fluxo de gases é acelerado da velocidade sônica até velocidades supersônicas e sai para

a atmosfera. Estes gases, viajando a velocidades supersônicas na parte divergente do duto, expandem-se para fora mais rapidamente do que aceleram para trás. Tal fato contribui para criar o empuxo necessário para propulsionar a aeronave a velocidades supersônicas.

O motor turbojato é muito pouco eficiente a baixas velocidades e portanto um avião com este tipo de motor requer muita pista para decolar, mesmo com toda potência. Para diminuir o comprimento de decolagem, mais empuxo deveria ser produzido pelo motor. Isto pode ser conseguido através da utilização de um pós-queimador (ver figura 9.32) na saída do motor, o que pode produzir um aumento adicional de 50 % ou mais na força propulsiva.

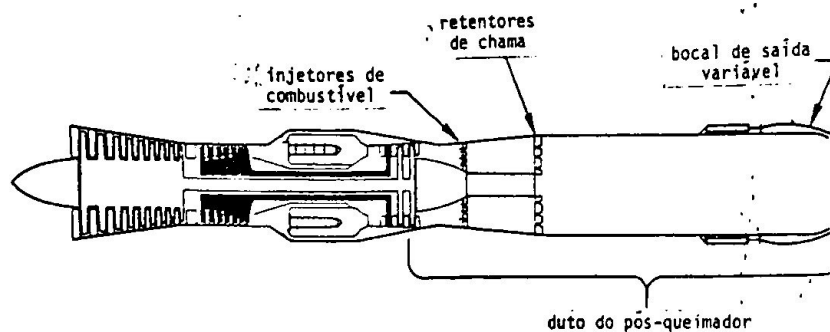


FIGURA 9.32 - Pós-queimador.

O pós-queimador é composto pelas seguintes partes: duto do pós-queimador, bicos injetores de combustível, retentores de chama e bocal de saída variável. O princípio de operação do pós-queimador consiste em injetar combustível nos gases que saem da turbina do motor para realizar uma nova combustão, causando considerável expansão adicional destes gases e um ligeiro aumento na sua massa (devido à adição de combustível). Como cerca de apenas 25 % da massa de ar que entra no motor é consumida na câmara de combustão, o fluxo de gases que sai pela turbina tem oxigênio suficiente para alimentar uma nova combustão.

Os retentores de chama tem a função de manter a chama em uma posição adequada, evitando seu deslocamento ao longo do duto do pós-queimador devido a influência do fluxo de gases. O bocal de saída variável é utilizado para permitir a operação do motor em condições diversas, regulando a velocidade dos gases de escape para a atmosfera.

Por provocar um grande aumento no consumo de combustível, o pós-combustor, como também é chamado, só é ativado em curtos períodos de tempo principalmente na decolagem, para aumentar a razão de subida ou para promover empuxo extra durante um combate ou missão de interceptação. Com o pós-queimador ativado o consumo de combustível aumenta cerca de 3 vezes ou mais.

9.4.5 O MOTOR TURBO-HÉLICE

O turbo-hélice é um motor turbojato onde a maior parte da energia do fluxo de gases a grande velocidade, gerados na seção de combustão, é consumido pela turbina principalmente para acionar uma hélice. Nesse motor, a maior parte da força de tração é produzida pela hélice e uma pequena parte (cerca de 10 % a 25 % dependendo do motor) pelo impulso do fluxo dos gases de descarga que saem do duto de escapamento a baixa velocidade. Uma grande diferença da turbina do motor turbo-hélice com relação ao do motor turbojato é que esta primeira apresenta geralmente mais estágios do que a última. A figura 9.33 ilustra um motor turbo-hélice.

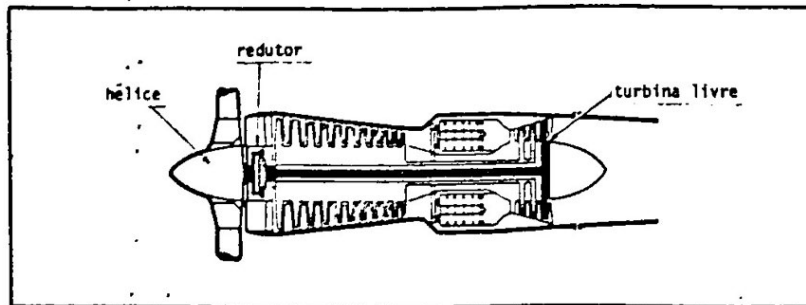


FIGURA 9.33 - Motor turbo-hélice.

Como a velocidade de rotação da turbina é muito grande, geralmente existe a necessidade de utilizar uma caixa de redução no acoplamento entre o eixo da turbina e o eixo da hélice, para obter uma velocidade de rotação menor nesta última. Note que quando uma roda de turbina ou um conjunto delas é utilizado somente para acionar a hélice, como mostra a figura 9.33, estas são chamadas de turbina livre.

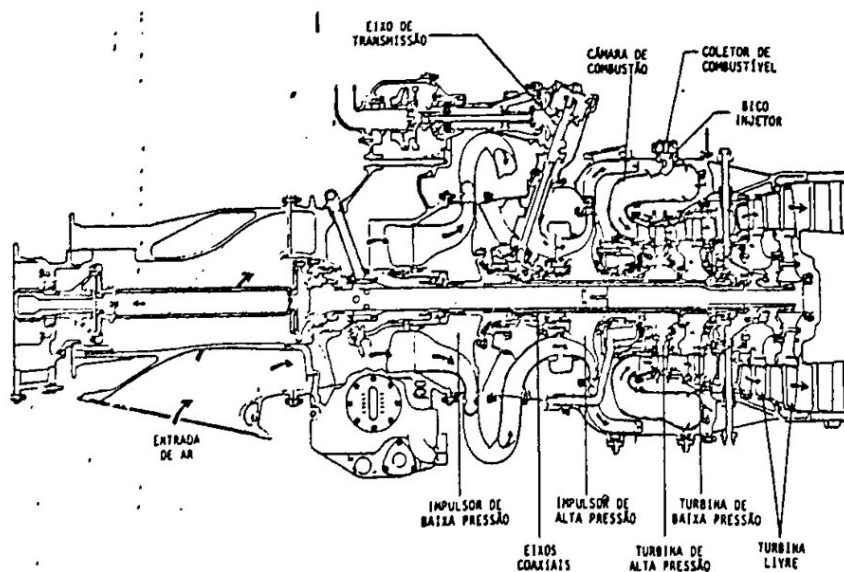


FIGURA 9.34 - Motor turbo-hélice PW-118.

A figura 9.34 mostra o motor turbo-hélice PW-118 que equipa as aeronaves Brasília. Note que a câmara de combustão apresenta uma forma especial. Ao invés do ar entrar na câmara pela frente, ele passa ao redor dela e entra por trás. O fluxo de gás de combustão segue na direção oposta à direção normal do ar através do motor e, por esse motivo, este tipo de câmara recebe o nome de câmara de fluxo reverso. Depois que ocorre a combustão, os gases são defletidos de 180° e fluem para a turbina.

Observe também pela figura 9.34 que as rodas da turbina ficam dentro da área da câmara de combustão ao invés de atrás dela. Esse arranjo proporciona menor comprimento e peso reduzido do motor.

O turbo-hélice associa a baixa relação peso potência e as vantagens da hélice, sendo o motor de melhor desempenho e economia de combustível para ser utilizado na faixa de velocidades entre 300 a 700 quilômetros por hora.

9.4.6 O MOTOR TURBOFAN

O motor turbofan, mostrado na figura 9.35, é basicamente um motor turbojato que aciona uma hélice múltipla ou fan, como é chamada, dentro de um duto. Do fluxo de ar que sai do fan, uma parte segue para a entrada do compressor, alimentando o motor, e a outra é descarregada para a atmosfera. Portanto, o empuxo do motor é gerado em parte pelo gás quente que sai depois de passar pela turbina, e em parte pelo fluxo de ar frio que é impelido para trás pelo fan.

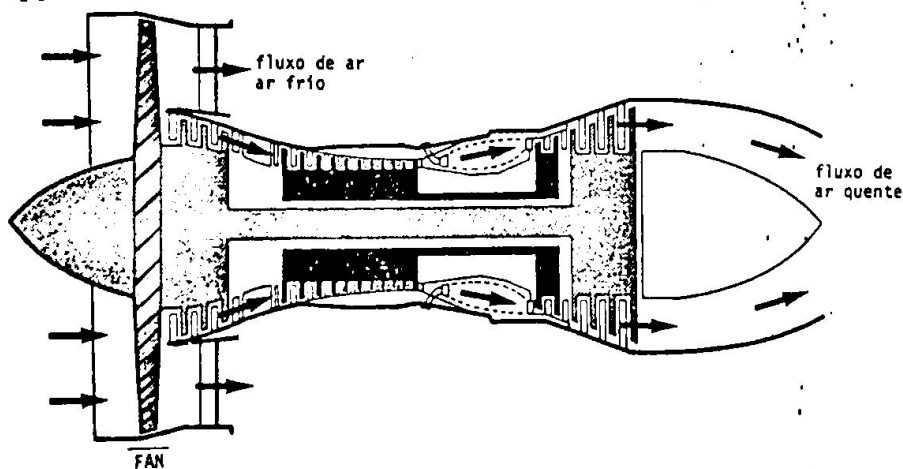


FIGURA 9.35 - Motor turbo-fan de alta derivação.

O turbofan, devido ao fan dentro do duto, consegue uma velocidade de cruzeiro subsônica próxima a do motor turbojato, com maior eficiência propulsiva. Além disso, conserva algo da capacidade do motor turbo-hélice de conseguir apreciável empuxo estático, exigindo menos pista para decolagem que o turbojato puro. Por estes motivos é que

este tipo de motor está se tornando o mais popular em aviação geral a partir de 700 quilômetros por hora. Por gerarem dois fluxos distintos, os motores turbofan também são conhecidos como motores turbojato com derivação, sendo geralmente divididos em três classificações, conforme a relação entre as massas de ar destes fluxos: motores com baixa derivação, média derivação e alta derivação.

A classificação baixa derivação indica que as massas de ar do fluxo quente e frio são aproximadamente as mesmas. Neste motor (a figura 9.36 ilustra um motor deste tipo), o fan praticamente é um compressor axial geralmente com três ou quatro estágios, no máximo, e cujo fluxo de ar frio é canalizado por um duto passando por toda a extensão do motor até o bocal de saída, ou canalizado diretamente para a atmosfera através de um duto curto.

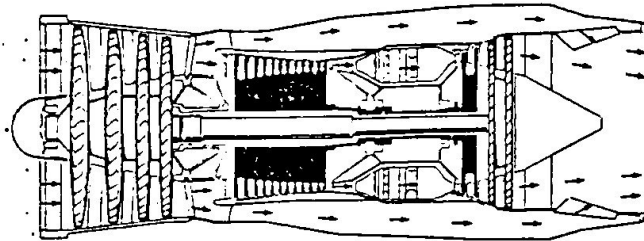


FIGURA 9.36 - Motor turbo-fan de baixa derivação.

Os turbofans de derivação média e alta apresentam fans geralmente com menos de três estágios e com diâmetros bem maiores que o do núcleo do motor, gerando massas de fluxo de ar frio maiores que as massas de gases quentes. O motor mostrado na figura 9.35 é um turbofan de alta derivação, cujo fan contribui com cerca de 75 % do empuxo total do motor. Estes motores são atualmente os modelos mais aperfeiçoados entre os motores a turbina a gás, apresentando um nível de consumo dos mais baixos.

9.4.7 O MÓTOR TURBO-RAM JET

O turbo-ram jet apresentado na figura 9.37, combina um motor turbojato (o qual é usado para velocidades até Mach 3) com um motor estato-jato (ram jet), que possui bom desempenho a grandes números de Mach.

O motor turbo-ram jet é praticamente um motor turbojato dentro de um motor estato-jato, que possui um bocal de geometria variável na frente e um pós-queimador com bocal de escape com geometria também variável. Durante a decolagem e aceleração, o motor funciona como um turbojato convencional com o pós-queimador desligado. Quando a aeronave atinge velocidades próximas de Mach 3, o turbojato é desligado, a entrada do compressor é bloqueada e o fluxo de ar é desviado para alcançar diretamente o pós-queimador. Nessa configuração o motor passa a operar como um estato-jato.

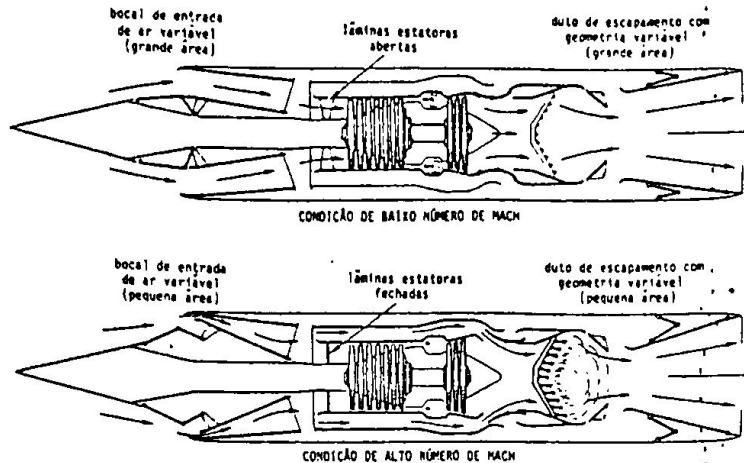


FIGURA 9.37 - Motor turbo ram-jet.

Observe pela figura 9.37, que o bloqueio do compressor é realizado por meio das aletas estatoras de formato conveniente, situadas na entrada do compressor e que são defletidas com tal finalidade.

9.4.8 O MOTOR PROP-FAN

O motor prop-fan, atualmente em fase de desenvolvimento, é essencialmente um motor turbo-hélice que aciona duas hélices contra rotativas. Estas hélices possuem oito ou mais pás, todas recurvadas (enflechadas) e com formato aerodinâmico (ver figura 9.38) que possibilitam alto rendimento propulsivo em velocidades subsônicas muito maiores que as hélices convencionais.

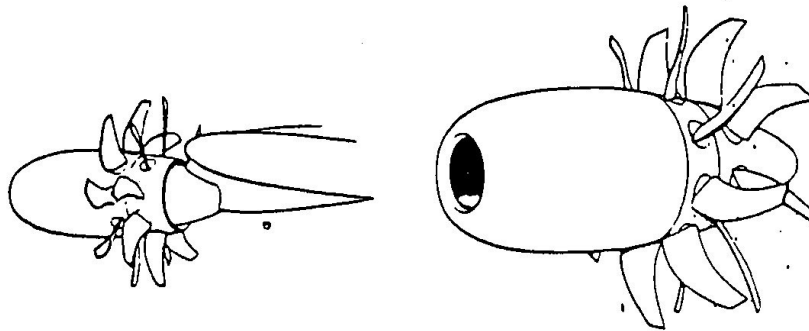


FIGURA 9.38 - Motor prop-fan.

Tais motores, num futuro próximo, irão substituir em grande escala os motores turbofan nas aeronaves comerciais que voam a grandes velocidades subsônicas, proporcionando menor consumo de combustível.

9.4.9 CONSIDERAÇÕES FINAIS SOBRE OS MOTORES A JATO

Como podemos observar pelo que foi exposto neste capítulo, cada tipo de motor possui seu campo de aplicação dentro do universo aeronáutico. A seleção de um tipo específico de motor depende geralmente das velocidades de cruzeiro ou de uso a que se destina a aeronave que deve apresentar um rendimento satisfatório nas condições estipuladas. A figura 9.39 descreve graficamente como varia o rendimento propulsivo de alguns motores de acordo com a velocidade. É nesse ponto que existem diferenças importantes entre os vários tipos de motores.

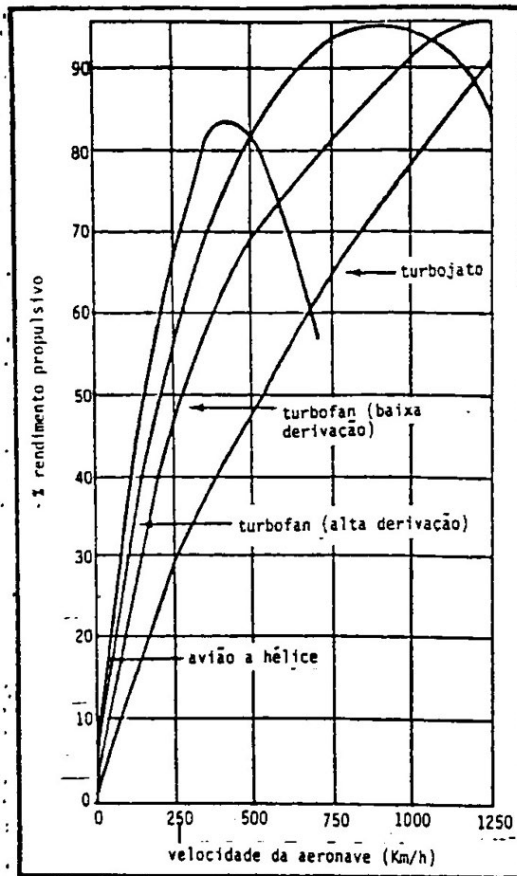
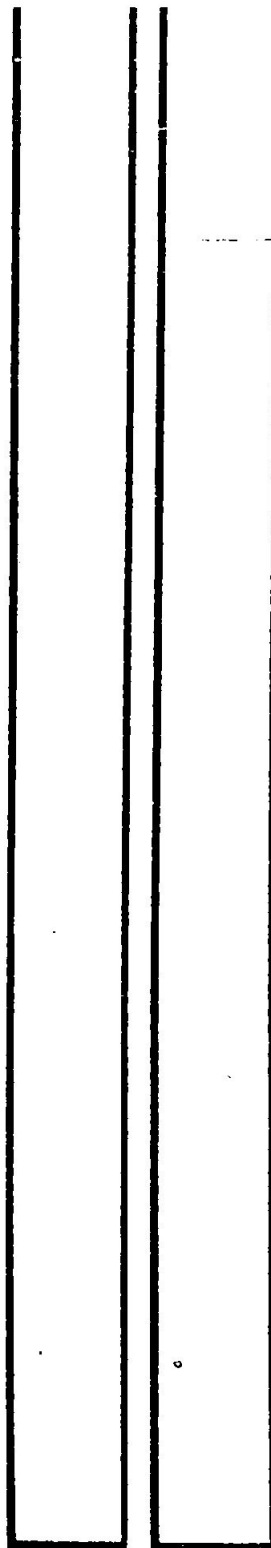


FIGURA 9.39 - Gráfico de rendimento propulsivo.



CAPITULO 10

velocidade para a qual a hélice foi projetada; depois, o rendimento da hélice começa a cair outra vez. O gráfico da figura 10.3 ilustra esse fato.

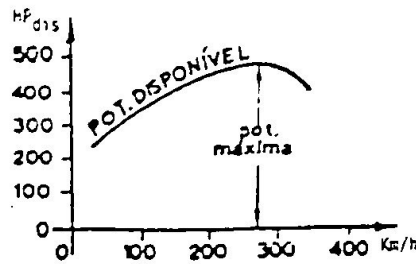


FIGURA 10.3 - Curva de potência disponível versus velocidade de voo para um avião.

10.2.3 CURVA DE POTÊNCIA

A curva de potência é justamente a superposição das curvas de potência necessária HP_{nec} e potência disponível HP_{dis} apresentadas acima em um único gráfico, como mostrado na figura 10.4.

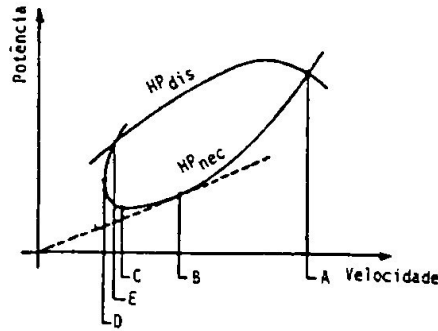


FIGURA 10.4 - Diagrama de potência.

Através da análise deste gráfico podemos definir as seguintes velocidades:

a) VELOCIDADE MÁXIMA

É a maior velocidade possível para o voo e ocorre na condição de mínimo ângulo de ataque. Ela é limitada pela máxima potência disponível produzida pelo grupo motor-propulsor. Esta condição de voo é representada pelo ponto "A" do gráfico da figura 10.4.

b) VELOCIDADE DE MÁXIMO ALCANCE

É a velocidade que permite ao avião voar a maior distância possível para dada quantidade de combustível. Corresponde ao ponto de tangência da linha tracejada com a curva de potência necessária e é indicado pela letra "B" no gráfico da figura 10.4. A linha tracejada corresponde à reta de menor inclinação e, portanto, à de melhor rendimento.

c) VELOCIDADE DE MÁXIMA AUTONOMIA

é a velocidade para máximo tempo de voo com certa quantidade de combustível. Corresponde ao ponto de mínima potência necessária (ponto "C" no gráfico da figura 10.4). É uma velocidade baixa, usada em vôos de espera ou "holding" sobre um aeroporto.

d) VELOCIDADE DE ESTOL

É a menor velocidade possível para o vôo horizontal e corresponde ao ponto "D" do gráfico da figura 10.4. O avião voa no ângulo de ataque crítico e o coeficiente de sustentação é máximo. Com o avião utilizando dispositivos hipersustentadores a velocidade será evidentemente menor.

e) VELOCIDADE MÍNIMA

É a velocidade na qual o ângulo de ataque é maior que o crítico e a velocidade é maior que a de estol. Nesta condição, representada pelo ponto "E" do gráfico da figura 10.4, o avião voa com a potência máxima do motor.

10.2.4 INFLUÊNCIA DA ALTITUDE

Como já sabemos, a altitude influi grandemente nas condições de vôo de um avião. Por ser a densidade do ar menor em altitude do que ao nível do mar, a pressão dinâmica para uma dada velocidade de vôo de um avião em altitude é menor que no vôo com esta mesma velocidade ao nível do mar. Isto significa que o coeficiente de sustentação a uma dada velocidade em altitude deve ser maior que na mesma velocidade ao nível do mar. Se analisarmos a curva $C_D \times C_L$ de um avião (ver figura 10.5) notaremos que no campo de altas velocidades (C_L pequeno) a curva é relativamente plana e portanto um aumento no C_L produz somente um pequeno aumento no coeficiente de arrasto.

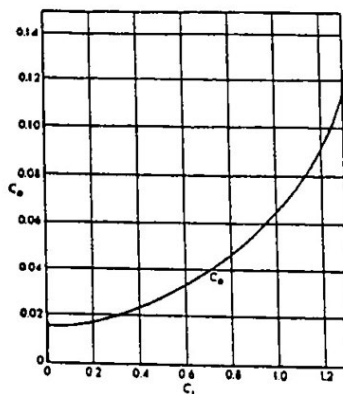


FIGURA 10.5 - Curva $C_D \times C_L$.

Por ser a pressão dinâmica, para uma dada velocidade, menor em altitude, segue que, se C_D não varia apreciavelmente, a potência requerida será menor em altitude como mostrado na figura 10.6. Isto é válido para velocidades de vôo relativamente altas.

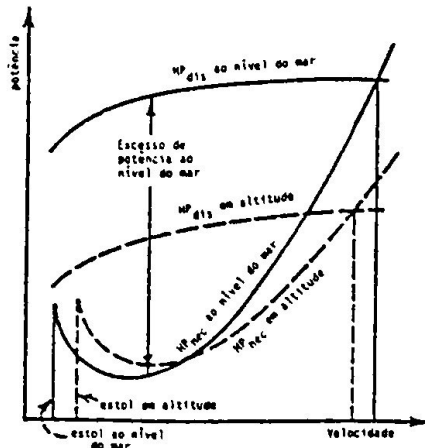


FIGURA 10.6 - Influência da altitude no diagrama de potência.

Em baixas velocidades (C_L grande) o aumento no C_D com o aumento do C_L é relativamente maior que em altas velocidades (ver figura 10.5). Este aumento no C_D mais que contralança o efeito de um decréscimo na pressão dinâmica, o que explica o aumento na potência requerida em altitude, para uma dada velocidade de voo, como mostrado na porção de baixa velocidade das curvas do gráfico da figura 10.6.

Por outro lado, o decréscimo da densidade provoca um decréscimo na potência disponível produzida pelo grupo motor-propulsor, como podemos visualizar pelas curvas de potência disponível dos gráficos da figura 10.6. Portanto pode-se concluir que as condições de voo de um avião vão sendo cada vez mais limitadas a medida que este avião vai ganhando altitude.

10.3 VÔO PLANADO

Quando um avião está voando sem tração do motor ou com motor desligado, numa trajetória descendente, dizemos que ele está realizando um voo planado. As forças sobre o avião em voo planado são mostradas na figura 10.7, onde vemos uma aeronave de 1000 N de peso.

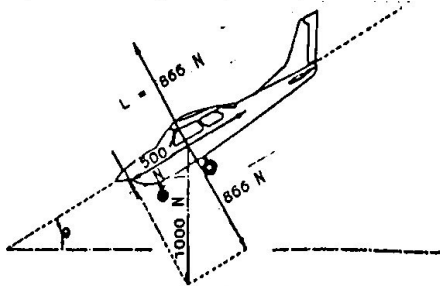


FIGURA 10.7 - Aeronave em voo planado.

Note que a aeronave é impulsionada por uma força de 500 N resultante da ação da gravidade, e que a sustentação deve ser igual a 866 N (e não 1000 N), portanto menor que o peso.

10.3.1 ÂNGULO DE PLANEIO

O ângulo θ formado entre a trajetória de vôo e a linha do horizonte (ver figura 10.7) é chamado ângulo de planeio. Observe na figura que o ângulo de planeio é diferente do ângulo de ataque do avião. O ângulo de ataque é o ângulo formado entre o eixo longitudinal do avião e a sua trajetória de vôo.

10.3.2 VELOCIDADE DE MÁXIMO ALCANCE DE PLANEIO

Do diagrama da figura 10.7 vemos que o peso é contrabalançado pela sustentação e o arrasto, e que:

$$\tan \theta = D/L$$

É fácil verificar que o mínimo ângulo de planeio é obtido quando o valor da relação D/L é o menor possível, ou seja, quando a relação L/D é o maior possível.

No mínimo ângulo de planeio, a aeronave percorre a maior distância possível e a velocidade correspondente é chamada de velocidade de máximo alcance de planeio ou velocidade de melhor planeio.

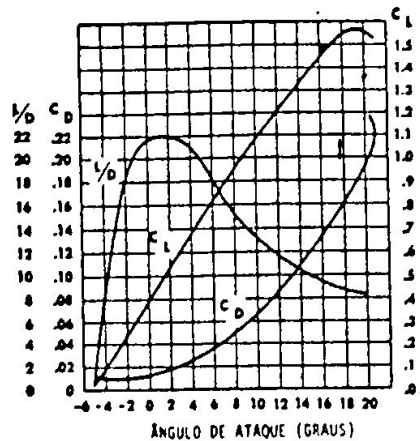


FIGURA 10.8 - Curvas $L/D \times \alpha$, $C_L \times \alpha$ e $C_D \times \alpha$ de um avião.

A razão L/D é uma medida da eficiência aerodinâmica de um avião. Os planadores são projetados para possuírem as maiores razões de L/D e podem ganhar altitude quando contam com correntes de ar apropriadas.

Para um avião particular, como mostrado na figura 10.8, a razão L/D varia com o ângulo de ataque da aeronave (não confundir com o ângulo de planeio do avião).

Há um particular ângulo de ataque para o qual esta razão é máxima. Este é então o ângulo de ataque para mínimo ângulo de planeio e máximo alcance. Para qualquer outro ângulo de ataque, a razão L/D é menor e o ângulo de planeio é aumentado, portanto resulta num planeio mais íngreme. Quando ocorre pane no motor, o piloto deverá descer com a velocidade de melhor planeio.

10.3.3 VELOCIDADE DE MENOR RAZÃO DE DESCIDA

É tendência natural do piloto tentar percorrer a maior distância possível durante o planeio aumentando o ângulo de ataque o máximo possível, ou seja, levantando o nariz do avião. Na realidade a maior distância percorrida somente ocorre no ângulo de melhor razão L/D, porém se o ângulo de ataque for aumentado, o máximo que ele pode conseguir é aumentar o tempo em que o avião permanecerá no ar, mas a distância percorrida será menor.

Existe uma velocidade, chamada velocidade de menor razão de descida ou mínimo afundamento na qual a aeronave permanece o máximo tempo em voo. Esta condição ocorre quando a aeronave apresenta um ângulo de ataque relativamente maior que o ângulo de ataque para melhor L/D.

10.3.4 VELOCIDADE FINAL

A velocidade final é aquela que a aeronave atingiria num mergulho vertical onde a sustentação é nula e o peso é igual ao arrasto. A figura 10.9 mostra uma aeronave nesta condição.

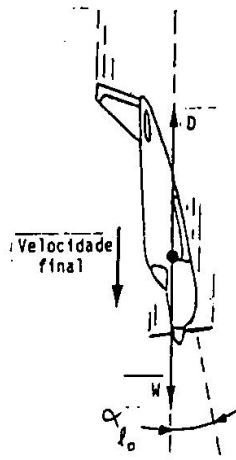


FIGURA 10.9 - Velocidade final.

Pode-se concluir facilmente que quanto maior o peso do avião maior será sua velocidade final. É importante deixar claro que antes de chegar na velocidade final, o avião pode atingir a velocidade limite, a qual não pode ser ultrapassada sem danificar a estrutura do mesmo. Portanto, geralmente a velocidade final nunca é alcançada. Se isso acontecer, deve-se realizar uma verificação geral na estrutura da aeronave.

10.3.5 FATORES QUE INFLUEM NO VÔO PLANADO

Vamos apresentar aqui os fatores principais que têm influência sobre o vôo planado.

a) PESO DO AVIÃO

Quando um avião se apresenta mais pesado, ele plana mais rapidamente que quando está mais leve, porém a distância percorrida é a mesma. Vamos analisar o porque disto. Suponhamos que o avião com um peso W_1 , esteja em vôo planado numa determinada atitude de ângulo de ataque, como mostrado na figura 10.10. Nesta condição ele apresenta uma certa velocidade V_1 , onde as forças de sustentação, arrasto e peso se anulam.

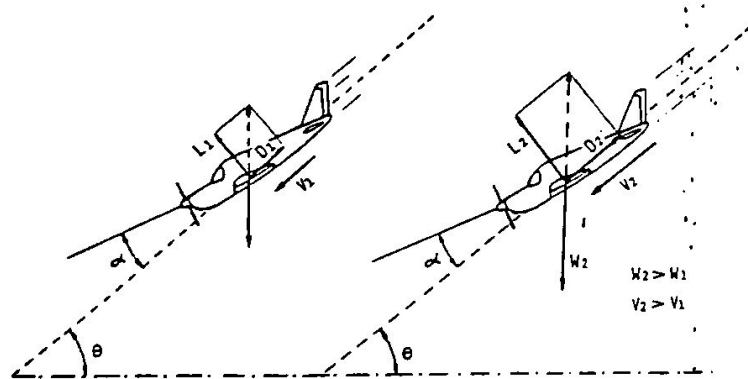


FIGURA 10.10 - A influência do peso do avião no vôo planado.

Se agora, o avião apresenta um peso W_2 maior que W_1 e está num vôo planado com o mesmo ângulo de ataque anterior (ver figura 10.10), a sua velocidade deverá ser maior para que as forças de sustentação e arrasto sejam aumentadas e deste modo, equilibrem o novo peso.

Note que os coeficientes de sustentação e arrasto não variam, pois o avião está com o mesmo ângulo de ataque anterior. Note também, pela figura 10.10, que o ângulo de planeio não varia, pois a sustentação e o arrasto aumentam proporcionalmente ao aumento da velocidade.

b) VENTOS

O vento de cauda aumenta a distância de planeio. O vento de proa (de frente) diminui a distância de planeio. Estes dois casos são mostrados na figura 10.11.

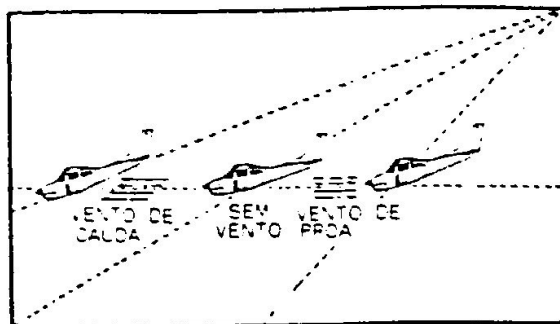


FIGURA 10.11 - A influência do vento no voo planado.

É importante ressaltar que o vento não altera a velocidade aerodinâmica, nem a razão de descida.

c) ALTITUDE

A figura 10.12 mostra duas aeronaves idênticas planando em altitudes diferentes, porém numa mesma atitude de vôo, isto é, num mesmo ângulo de ataque.

Sendo menor a densidade do ar nas altitudes mais elevadas, a aeronave de cima plana mais rapidamente para compensar a perda na pressão dinâmica e, deste modo, equilibrar o peso do avião. Observe que o ângulo de planeio não varia com a altitude.

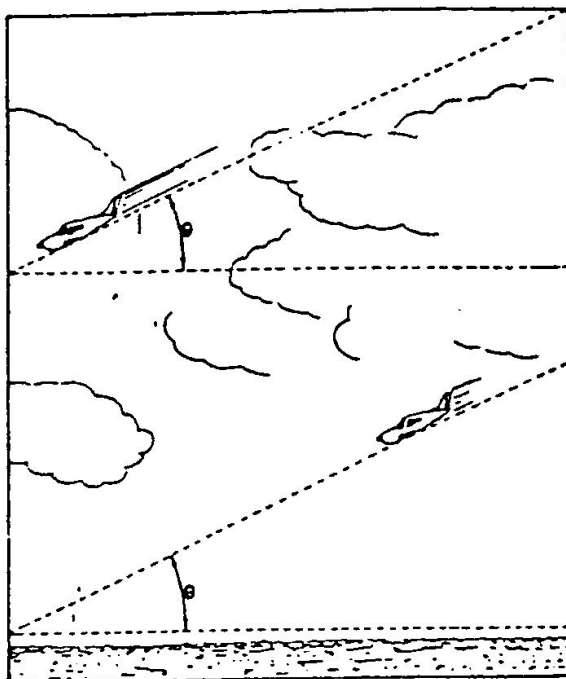


FIGURA 10.12 - A influência da altitude no voo planado.

Um fato importante é que a velocidade indicada no velocímetro é igual em ambas as aeronaves. De fato apesar da aeronave de cima estar planando mais rapidamente, a densidade do ar naquela altitude é proporcionalmente menor e por essa razão a pressão dinâmica é a mesma.

10.4 VÔO DESCENDENTE

O vôo descendente difere do vôo planado pois existe neste primeiro a influência da força propulsiva dos motores. A figura 10.13 apresenta o sistema de forças para um avião em vôo descendente.

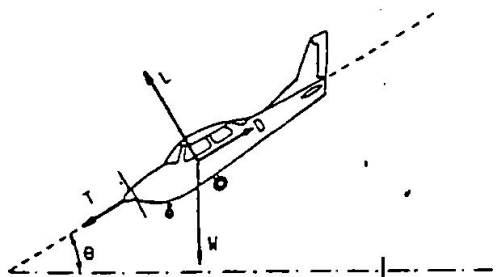


FIGURA 10.13 - Aeronave em vôo descendente.

10.4.1 INFLUÊNCIA DA PROPULSÃO NO VÔO DESCENDENTE

Como já foi discutido no item sobre vôo planado, o ângulo e a velocidade de planeio são funções do ângulo de ataque da asa, do peso do avião e das características de arrasto. Já no vôo descendente, existe a influência da força produzida pelo grupo moto-propulsor.

Se o grupo moto-propulsor for capaz de produzir tração em qualquer velocidade de vôo, a velocidade do vôo descendente com motor ligado será maior que a do vôo de planeio (com motor desligado). Entretanto, sistemas de propulsão a hélice produzem mais arrasto do que tração a grandes velocidades. Neste caso quando a aeronave está numa situação de mergulho, a velocidade alcançada pelo avião com os motores desligados e com as hélices embandeiradas é maior do que no caso com motores ligados.

10.4.2 ESTOL DE VELOCIDADE

Quando uma avião está em um mergulho, o piloto não deve puxar muito violentamente o manche, porque o ângulo de ataque da asa poderá tornar-se maior que o crítico. Se isso acontecer, a asa entrará em estol de velocidade, e a aeronave continuará seu mergulho como indicado na figura 10.14.

10.2.1 POTÊNCIA REQUERIDA

A velocidade do avião deve ser suficiente para produzir uma força de sustentação equivalente ao peso. Da condição de sustentação igual ao peso podemos tirar a seguinte equação:

$$W = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S$$

Se considerarmos que o peso W , a densidade ρ do ar e a área S da asa do avião são constantes, é facilmente observado pela equação acima, que quando a velocidade V do avião aumenta, o coeficiente de sustentação C_L deve diminuir e consequentemente o ângulo de ataque também, para manter a condição de voo horizontal nivelado. Evidentemente, quanto menor a velocidade do avião, maior deve ser o coeficiente de sustentação e portanto maior o ângulo de ataque. A menor velocidade possível em voo horizontal ocorre quando a asa está operando no $C_{L_{max}}$, isto é, no ângulo crítico onde o coeficiente de arrasto também é grande.

É possível voar com ângulo de ataque maior que o crítico. Entretanto para compensar a brusca diminuição do coeficiente de sustentação, será necessário dar maior velocidade à aeronave. Para um pequeno aumento adicional no ângulo de ataque, poderá ser necessário dar toda potência do motor devido principalmente ao grande arrasto gerado.

Para voo em altas velocidades, a potência necessária será grande; diminuindo a velocidade, a potência necessária será menor. Entretanto, abaixo de uma certa velocidade, será preciso aumentar novamente a potência, porque o ângulo de ataque aumenta muito provocando maior arrasto. A figura 10.2 mostra a curva de potência necessária HP_{nec} versus velocidade de voo V para um avião.

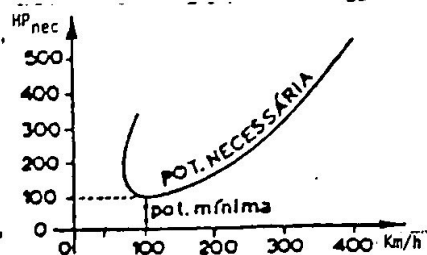


FIGURA 10.2 - Curva de potência necessária versus velocidade de voo para um avião.

10.2.2 POTÊNCIA DISPONÍVEL

A potência máxima que o grupo moto-propulsor consegue fornecer à aeronave chama-se potência disponível HP_{dis} . Vamos considerar o caso de uma aeronave propulsionada por meio de uma hélice. Em baixas velocidades de voo, a potência disponível é pequena porque a hélice desperdiça quase toda a potência do motor produzindo apenas vento. Aumentando a velocidade, a hélice aproveita melhor a potência do motor. A potência disponível então aumenta até chegar ao máximo na

10 MECÂNICA DO VÔO E PERFORMANCE

10.1 INTRODUÇÃO

Nos capítulos anteriores, os conceitos de sustentação e arrasto foram extensivamente explorados para descobrir como estas forças aparecem. Com estas idéias básicas em mente, torna-se relativamente fácil seguir os resultados da aplicação das forças fundamentais num avião completo.

Como indicado anteriormente, há 4 forças básicas que atuam sobre um avião: sustentação, arrasto, peso e tração. Adicionalmente no vôo em curva, outra força aparece devido à inércia do avião e que é chamada de força centrífuga. Performance é basicamente o estudo dos efeitos que a aplicação destas forças têm sobre a trajetória de vôo do avião. Para os propósitos do estudo da performance, será assumido que o avião possui estabilidade e um sistema de controle eficiente.

O estudo da performance de um avião é um assunto muito amplo e poderia ser abordado em um curso especial para ele. Porém para satisfazer os propósitos deste curso, somente os aspectos mais importantes serão abordados.

10.2 VÔO HORIZONTAL

Embora o vôo horizontal nivelado possa ocorrer somente numa pequena porção do vôo total, ele é muito importante desde que é usualmente considerado a condição padrão no projeto de um avião. Esta condição foi mencionada antes mas alguns comentários adicionais serão feitos.

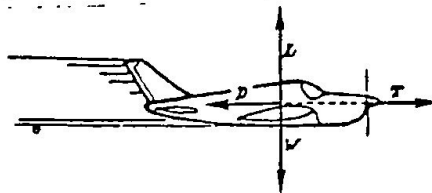


FIGURA 10.1 - Avião em vôo horizontal nivelado.

A figura 10.1 mostra o sistema de forças para uma aeronave em vôo horizontal nivelado. A trajetória de vôo é horizontal e paralela à superfície da Terra e, para simplificar, será assumido que a tração também atua ao longo deste plano horizontal. Como visto anteriormente, para o vôo ser horizontal, ou em altitude constante, a sustentação L deve ser igual ao peso W . Para vôo a velocidade constante (não acelerado) a tração T deve ser igual ao arrasto D .

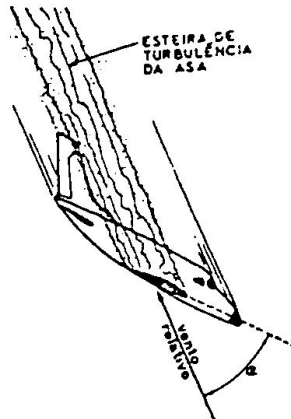


FIGURA 10.14 - Estol de velocidade.

Para sair desse estol, o piloto deverá inicialmente reduzir o ângulo de ataque e a seguir puxar o manche suavemente, sem permitir que a asa atinja novamente o ângulo crítico. Em alguns aviões de cauda em "T", a recuperação é impossível porque a turbulência criada pela asa atinge o profundor tornando-o inoperante.

10.5 VÔO ASCENDENTE

Quando um avião está voando seguindo uma trajetória ascendente, isto é, ganhando altitude, dizemos que ele realiza um vôo ascendente. A figura 10.15 mostra uma aeronave de 1000 N em vôo ascendente, numa trajetória retilínea e com velocidade constante.

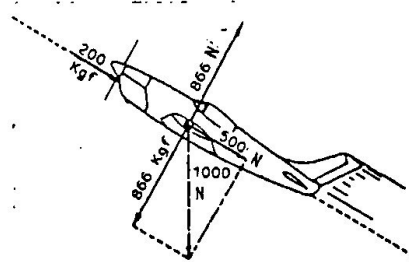


FIGURA 10.15 - Aeronave em vôo ascendente.

A figura 10.15 também apresenta as forças sobre a aeronave. Podemos notar que a sustentação é menor que o peso e que o grupo moto-propulsor deve desenvolver uma força de tração relativamente grande, pois além de vencer o arrasto ($D = 200 \text{ N}$) também deve contrabalançar a componente do peso que atua no sentido contrário ao do vôo (500 N). Portanto as características de vôo ascendente estão intimamente relacionadas à capacidade propulsiva do grupo moto-propulsor.

10.5.1 RAZÃO DE SUBIDA

Num vôo ascendente, a aeronave tem duas componentes de velocidade: a velocidade horizontal (V_H) e a razão de subida (R/S), as quais estão representadas na figura 10.16.

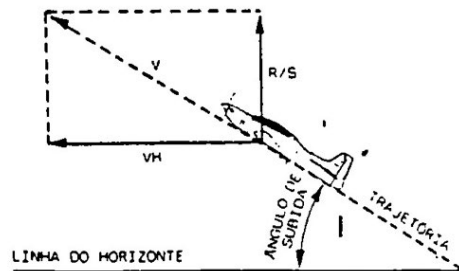


FIGURA 10.16 - Razão de subida.

A razão de subida nada mais é que a componente da velocidade de vôo na direção vertical perpendicular à linha do horizonte. Ela é geralmente medida em pés por segundo ou metros por segundo através de um instrumento chamado variômetro, que será discutido num capítulo à frente.

O ângulo formado entre a trajetória da aeronave e a linha do horizonte é chamado de ângulo de subida θ . Se voltarmos a observar a figura 10.16 podemos tirar as seguintes expressões:

$$L = W \cos \theta$$

e

$$T - D = W \sin \theta$$

Se nós multiplicarmos ambos os lados da segunda equação pela velocidade V na trajetória de vôo, e dividirmos pelo peso W da aeronave, teremos:

$$\frac{(T - D) V}{W} = V \sin \theta$$

Mas $(V \sin \theta)$ é a velocidade vertical, ou a razão de subida, e $(T - D)$ é o excesso de empuxo, portanto:

$$\frac{(\text{excesso de empuxo}) V}{W} = R/S$$

Da equação acima podemos escrever:

$$\frac{T V - D V}{W} = R/S$$

onde: (T V) é a potência disponível, e
(D V) é a potência requerida.

Desde que a diferença entre a potência disponível e a potência requerida é o excesso de potência, então

$$\frac{\text{excesso de potência}}{W} = R/S$$

Assim a razão de subida é diretamente dependente do excesso de potência e inversamente proporcional ao peso do avião.

10.5.2 VELOCIDADE DE MÁXIMA RAZÃO DE SUBIDA

Uma vez que as curvas de potência para um dado avião são plotadas na forma mostrada na figura 10.17 abaixo, o excesso de potência para qualquer velocidade pode ser facilmente determinado pela subtração da potência requerida naquela velocidade; da potência disponível nesta mesma velocidade.

A velocidade na qual o excesso de potência é máximo é chamada de velocidade de máxima razão de subida e corresponde a velocidade na trajetória de voo onde ocorre a máxima razão de subida.

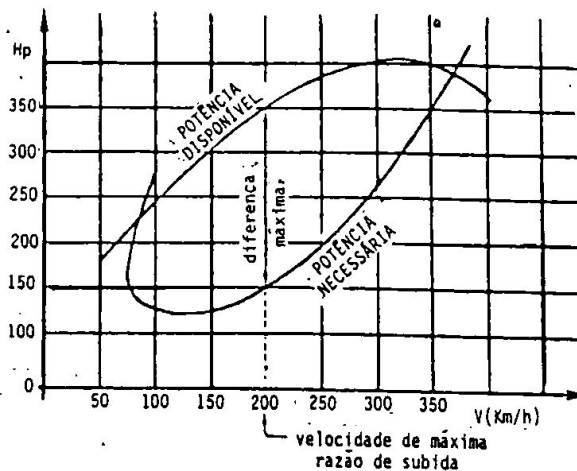


FIGURA 10.17 - Velocidade de máxima razão de subida.

10.5.3 VELOCIDADE DE MÁXIMO ÂNGULO DE SUBIDA

É a velocidade para a qual a aeronave sobe com o maior ângulo de subida e é menor que a velocidade de máxima razão de subida. A figura 10.18 abaixo mostra diversas situações

de ângulo de subida para várias velocidades de voo do avião.

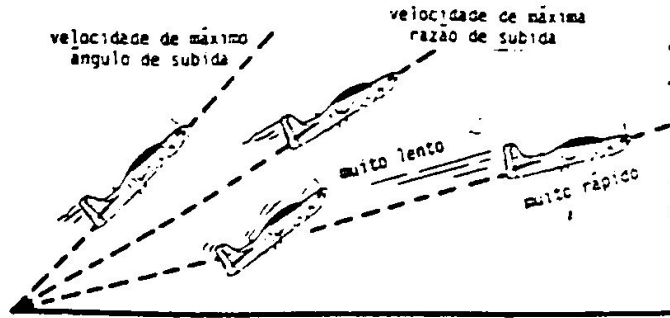


FIGURA 10.18 - Aeronave em várias condições de voo de subida.

Logo após uma decolagem, a aeronave deve subir com o maior ângulo de subida para afastar-se com segurança dos obstáculos do solo.

10.5.4 INFLUÊNCIA DA ALTITUDE NA RAZÃO DE SUBIDA

A medida que a aeronave sobe, o ar vai se tornando cada vez mais rarefeito. Com isso, a potência do motor irá diminuindo e a aeronave irá precisar de maior potência para voar. Isto pode ser melhor observado com o auxílio do gráfico da figura 10.19, que mostra as curvas de potência disponível e potência requerida de um avião em várias altitudes.

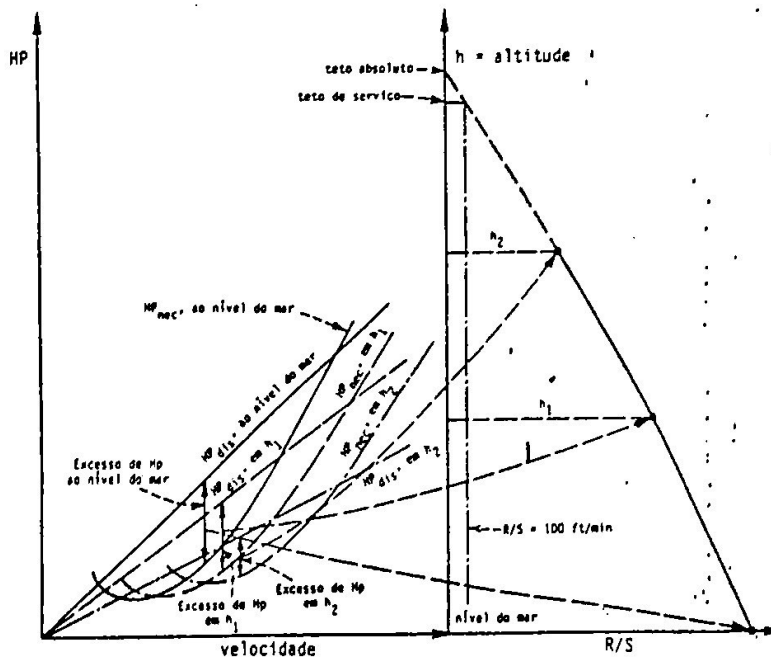


FIGURA 10.19 - Curvas de potência para várias altitudes de voo.

Como podemos observar, o excesso de potência vai diminuindo com a altitude e portanto a máxima razão de subida também irá diminuir. São definidas duas altitudes referentes a máxima razão de subida:

a) TETO PRÁTICO

O teto prático ou teto de serviço é a altitude na qual a máxima razão de subida é de apenas 100 pés por minuto, ou seja, 0,51 metros por segundo, segundo a técnica americana. Porém, de acordo com a técnica européia, o teto prático é a altitude na qual a velocidade máxima de razão de subida torna-se inferior a 1 metro por segundo.

b) TETO ABSOLUTO

Quando a máxima razão de subida é nula, o avião não pode subir. Nestas condições a altitude máxima que ele pode atingir foi alcançada e o avião não pode ir mais alto. Esta altitude é chamada teto absoluto. A figura 10.20 mostra o gráfico de potência de um avião que alcançou o teto absoluto.

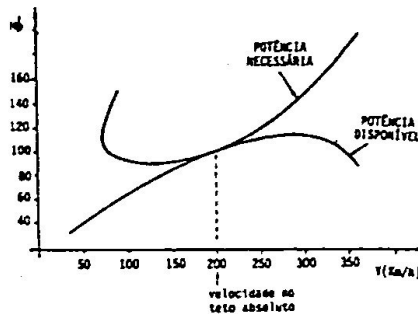


FIGURA 10.20 - Teto absoluto.

Note na figura que as curvas de potência disponível e necessária tocam-se em apenas um ponto, que corresponde à única velocidade com que a aeronave pode voar no teto absoluto. Essa velocidade será ao mesmo tempo a velocidade máxima, a velocidade de máximo alcance, a velocidade de máxima autonomia, a velocidade mínima e a velocidade de estol.

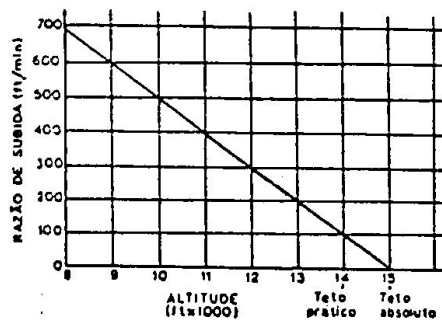


FIGURA 10.21 - Variação da razão de subida máxima com a altitude.

A figura 10.21 mostra como varia, a razão de subida máxima com a altitude para um dado avião.

10.5.5 ANÁLISE DOS FATORES QUE INFLUEM NA MÁXIMA RAZÃO DE SUBIDA E MÁXIMO ÂNGULO DE SUBIDA

É fácil concluir que a razão e o ângulo de subida máximos aumentam quando a potência disponível aumenta, e que diminuem quando o peso e a altitude aumentam. Por outro lado, aumentando a área da asa, o ângulo de subida máximo aumenta, mas a razão de subida máxima diminui. Tudo isso pode ser resumido em termos qualitativos, pelas seguintes expressões:

$R/S \propto \frac{N_d}{WhS}$ <p style="font-size: small;"> RAZÃO DE SUBIDA \propto $\frac{N_d}{WhS}$ POTÊNCIA DISPONÍVEL N_d ÁREA DA ASA ALTITUDE PESO WhS </p>	$\text{ÂNGULO DE SUBIDA} \propto \frac{N_d S}{Wh}$
--	--

10.6 VÔO EM CURVA

Uma curva é efetuada quando se deseja mudar a direção de vôo. Inicialmente pensaríamos que para comandar uma curva o piloto apenas devesse pisar no pedal para defletir o leme. Tal ação em baixas velocidades realmente provoca a mudança da trajetória, porém, em altas velocidades, a força originada pela deflexão do leme geralmente não é suficiente para provocar esta mudança, e o avião não fará a curva pretendida, tendendo a sair pela tangente, caracterizando assim uma derrapagem (ver figura 10.22).

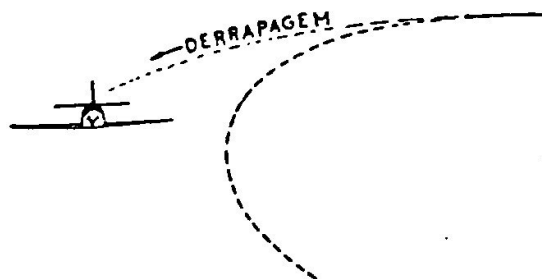


FIGURA 10.22 - Avião derrapando numa curva.

Você já deve ter notado que quando um avião faz uma curva, este inclina suas asas na mesma direção desta. Esta inclinação, como se verá mais adiante, gera uma componente horizontal da força de sustentação que promoverá a mudança na trajetória de vôo. A esta componente damos o nome de força centrípeta.

Vamos analisar uma condição particular de curva, chamada curva-coordenada e que nos ajudará no entendimento do mecanismo de comando de uma curva.

10.6.1 CURVA COORDENADA

Uma curva é dita coordenada quando a trajetória do avião é praticamente circular e paralela ao plano do horizonte, assim como a trajetória uma bola de chumbo pendurada por um cabo e em movimento circular, como indicado na figura 10.23.

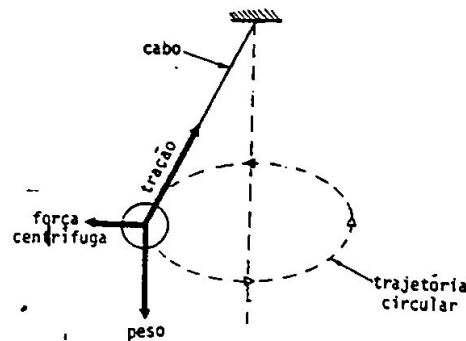


FIGURA 10.23 - Bola de chumbo suspensa e em movimento circular.

Por causa da sua similaridade com a condição de vôo em curva, vamos então analisar o caso da bola de chumbo. Como indicado na figura 10.23, existem apenas a força peso da bola, a força de tração no fio e uma força na direção radial à trajetória circular da bola. Esta força radial recebe o nome de força centrífuga e aparece devido à inércia da bola que tem a tendência de sair pela tangente à curva.

Como o movimento da bola é circular e uniforme, essas três forças se contrabalançam. Se a força de tração no fio for decomposta nas direções perpendicular e horizontal, verificaremos que a componente vertical cancela a força peso enquanto a componente horizontal contrabalança a força centrífuga.

Analogamente a mesma coisa acontece quando uma aeronave está realizando uma trajetória circular plana ou curva coordenada (ver figura 10.24(a)), porém como não existe nenhum cabo segurando o avião, este deve produzir a força que irá substituir a que seria produzida pelo cabo. Esta é a força de sustentação da asa e a sua inclinação é conseguida através da inclinação das asas do avião.

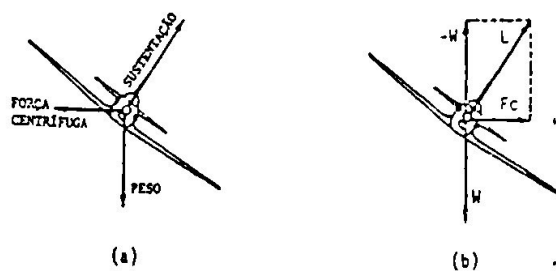


FIGURA 10.24 - Forças sobre um avião realizando uma curva coordenada.

Como podemos verificar pela figura 10.24(a), acima, a sustentação deve ser maior que o peso da aeronave. De fato, assim como a tração no fio do caso da bola de chumbo, numa curva coordenada, a força de sustentação pode ser dividida em duas componentes (ver figura 10.24(b)) :

- componente vertical ($-W$), que deve ser igual ao peso (isso só é possível se a sustentação for maior que o peso);
- componente horizontal ($-F_c$), chamada força centrípeta, a qual é igual a força centrífuga.

A força centrífuga aumenta com o peso, com a velocidade da aeronave, e diminui com o aumento do raio de curvatura da trajetória. Esse fato pode ser facilmente compreendido se imaginarmos um aeromodelo voando em círculo como na figura 10.25.

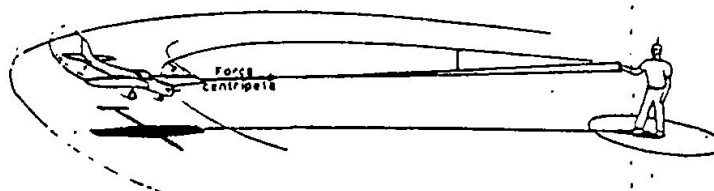


FIGURA 10.25 - Aeromodelo voando em círculos.

É relativamente intuitivo que quanto maior o peso do aeromodelo, maior é a força exercida pelo braço do aeromodelista. Da mesma maneira, quando a velocidade do aeromodelo é aumentada, a força exercida pelo aeromodelista também aumenta.

Agora uma outra característica, que não é tão intuitiva, é que quando o comprimento do cabo é diminuído, a força exercida pelo aeromodelista aumenta proporcionalmente. Isto ocorre porque sendo menor o comprimento do cabo, a curva realizada pelo aeromodelo é mais acentuada, requerendo maior energia para a mudança na direção de sua trajetória.

10.6.2 INCLINAÇÃO LATERAL DO AVIÃO

Como a inclinação da força de sustentação gera a força centrípeta que irá contrabalançar a força centrífuga, vamos analisar o efeito dessa inclinação no voo em curva. Pode-se verificar que quanto maior a inclinação lateral do avião, maior será o valor da componente horizontal, para uma mesma força de sustentação da asa. Portanto, esta inclinação está intimamente relacionada com as condições de voo em curva: se ela é mais fechada, mais aberta, ou mais veloz, como se verá nos itens seguintes.

a) INFLUÊNCIA DA VELOCIDADE

Como já dissemos, quanto maior a velocidade com que um avião faz uma curva, tanto maior será a força centrípeta necessária e, portanto, maior deverá ser a inclinação lateral do avião (ver figura 10.26).



FIGURA 10.26 - A influência da velocidade sobre a inclinação lateral do avião.

b) INFLUÊNCIA DO RAIOS DE CURVATURA

A diminuição do raio de curvatura da trajetória de voo equivale à diminuição do comprimento da corda do aeromodelo citado anteriormente. Portanto, como naquele caso a força centrífuga era aumentada, então neste caso a inclinação lateral da aeronave também deverá ser aumentada para gerar a força centrípeta necessária (ver figura 10.27).



FIGURA 10.27 - A influência do raio de curvatura da trajetória sobre a inclinação lateral do avião.

c) LIMITE PARA ÂNGULO DE CURVATURA

Como já dissemos, a força de sustentação gerada por um avião numa curva coordenada é maior que para a mesma aeronave em voo retilíneo. Conforme a inclinação lateral da aeronave é aumentada, tanto maior deverá ser a sustentação gerada pelas asas do avião para realizar uma curva coordenada, pois a componente vertical desta deverá ser igual ao peso da aeronave.

Evidentemente existe um limite de inclinação das asas para que um avião possa fazer uma curva coordenada, porque para grandes inclinações, como mostrado na figura 10.28, a sustentação necessária estaria acima das suas possibilidades.

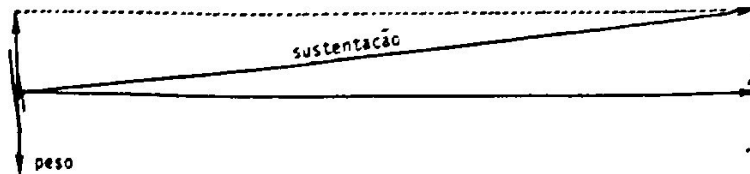


FIGURA 10.28 - Diagrama de forças para uma aeronave com grande inclinação lateral.

10.6.3 CURVAS NÃO COORDENADAS

Até o momento, estudamos as curvas bem coordenadas, feitas por pilotos experientes. Os mais novos podem cometer os seguintes erros:

a) INCLINAÇÃO EXAGERADA DAS ASAS

Quando o piloto dá ângulo de inclinação muito grande, a componente vertical da sustentação ($-W$) é menor que o peso e a componente horizontal (F_c) é maior que a necessária. Dessa maneira a aeronave glissa esdregando para o lado de dentro da curva e começa a perder altitude. A figura 10.29 mostra esta situação.

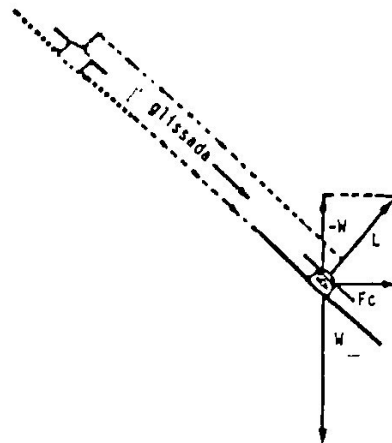


FIGURA 10.29 - Inclinação exagerada das asas (glissagem).

b) INCLINAÇÃO INSUFICIENTE DAS ASAS

Neste caso, a força centrípeta é insuficiente e a aeronave derrapa para fora da curva pretendida pelo piloto como mostrado na figura 10.30.

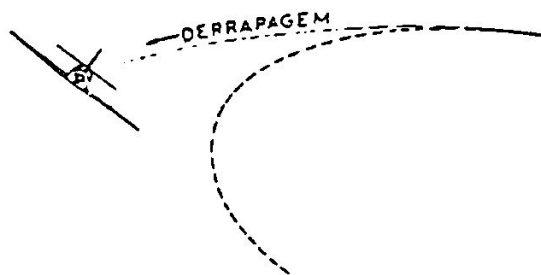


FIGURA 10.30 - Inclinação insuficiente das asas (derrapagem).

A derrapagem também pode ser provocada quando o piloto pisa num dos pedais (deflete o leme) sem inclinar as asas.

10.6.4 TRACÇÃO DO MOTOR NO VÔO EM CURVA

Para voar em curva, o piloto deve aumentar a sustentação da aeronave e com isso o arrasto também aumenta. Por esse motivo a potência do grupo moto-propulsor deve ser aumentada à medida que o raio de curvatura diminui. O menor raio possível é chamado Raio Limite, no qual a potência aplicada é a máxima. A figura 10.31 dá uma idéia disso.

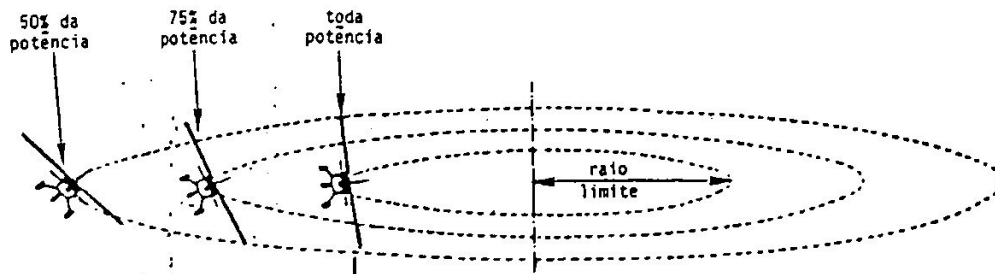


FIGURA 10.31 - Potência necessária para várias condições de voo em curva.

10.6.5 COMANDOS DE VÔO EM CURVA

Para comandar uma curva o piloto deverá realizar as seguintes operações (ver figura 10.32):

- 1º) Comandar ailerons para inclinar as asas no sentido da curva;
- 2º) Aplicar pedal no mesmo sentido da curva para corrigir o efeito da guinada adversa;
- 3º) Puxar o manche para aumentar o ângulo de ataque das asas e dessa maneira aumentar a sustentação;
- 4º) Aumentar a potência do motor para compensar o aumento do arrasto.



FIGURA 10.32 - Comandos para iniciar uma curva.

Depois de iniciado o movimento, a asa externa à curva estará voando um pouco mais rapidamente que a interna. Como resultado, a sustentação será ligeiramente maior na asa externa, tendendo a aumentar demasiadamente a inclinação das asas. Para compensar esse efeito, o piloto deverá aplicar levemente os ailerons no sentido contrário à curva (ver figura 10.33).



FIGURA 10.33 - Comandos durante a realização de uma curva.

11 CARGAS DINÂMICAS

11.1 DEFINIÇÃO

Durante o voo de uma aeronave, esta estará sujeita a esforços que variam no tempo devido a manobras comandadas pelo piloto, devido a turbulências e condições adversas da atmosfera. Esses esforços são denominados Cargas Dinâmicas e podem agir nas seguintes direções:

a) CARGAS NA DIREÇÃO HORIZONTAL

São as cargas que atuam no plano definido pelos eixos transversal e longitudinal do avião (ver figura 11.1). Elas são geralmente fracas e portanto não solicitam muito a estrutura da aeronave.



FIGURA 11.1 - Cargas na direção horizontal.

b) CARGAS NA DIREÇÃO VERTICAL

As cargas verticais atuam na direção do eixo vertical do avião (ver figura 11.2) e são muito importantes porque podem alcançar valores que solicitam demasiadamente a estrutura da aeronave e, em certos casos, até ultrapassar seu limite de resistência.

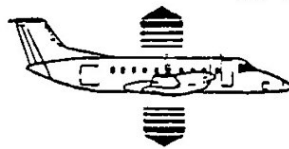


FIGURA 11.2 - Cargas na direção vertical.

Por esta razão as cargas verticais são os esforços efetivamente considerados no projeto de uma aeronave e medidos durante o voo.

11.2 FATOR DE CARGA

As cargas dinâmicas verticais são medidas por meio de um instrumento chamado acelerômetro (ver figura 11.3).

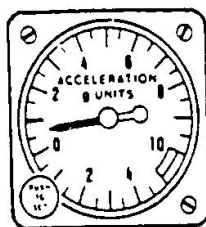


FIGURA 11.3 - Acelerômetro.

Os algarismos marcados no mostrador do acelerômetro indicam o fator de carga "N", que é a razão entre a sustentação "L" e o peso "W" da aeronave.

$$N = L/W$$

Em vôo nivelado, a sustentação é igual ao peso e portanto o fator de carga é igual a 1. Quando o piloto puxa o manche para cabrar o avião, a sustentação torna-se maior que o peso da aeronave e o fator de carga será superior a 1. De modo inverso, se o piloto empurra o manche, a sustentação torna-se menor que o peso e o fator de carga torna-se menor que 1, podendo inclusive chegar ao valor zero no caso da aeronave descer numa trajetória parabólica que corresponde à queda livre no ar. O fator de carga poderá ser negativo se o piloto empurrar o manche muito violentamente ou no caso de vôo de dorso ou invertido. A figura 11.4 mostra os casos citados acima.

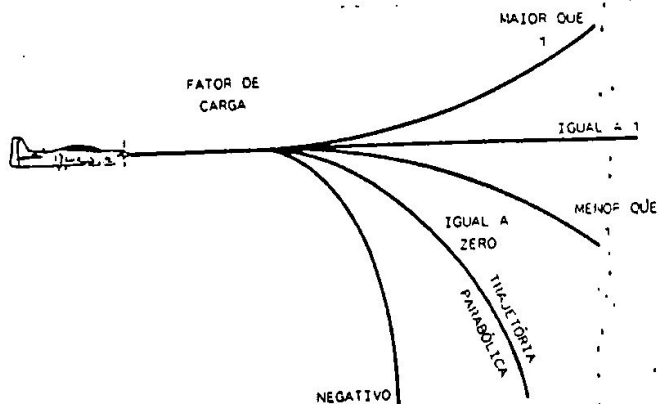


FIGURA 11.4 - Fator de carga.

Os fatores de carga podem ser causados através de 4 maneiras básicas e que serão estudados mais detalhadamente a seguir.

11.2.1 FATOR DE CARGA NAS CURVAS

Já vimos que a sustentação produzida pelas asas de uma aeronave é maior que o peso durante uma curva coordenada, como podemos observar na figura 11.5.

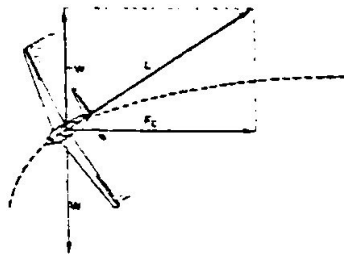


FIGURA 11.5 - Avião executando uma curva.

Dai, pode-se concluir imediatamente que o fator de carga é superior a 1.

Quanto maior a inclinação da curva, maior é o fator de carga. Para uma inclinação de 90° , o fator de carga deverá ser infinitamente grande, o que é impossível.

11.2.2 FATOR DE CARGA NAS MANOBRAS

Cargas de manobras são criadas todas as vezes que os controles são operados, resultando em mudança na trajetória de vôo. Como sabemos, as cargas verticais são as que mais solicitam a estrutura do avião e portanto as manobras em torno do seu eixo transversal, comandadas pelo piloto (cabrar e picar), são as mais importantes. Dependendo da velocidade de vôo, da rapidez e da força com que o piloto puxa ou empurra o manche, grandes fatores de carga podem ser produzidos.

Todos os aviões possuem limites estruturais e, portanto, os fatores de carga aplicados devem respeitar tais limites. De acordo com a função para a qual um avião foi projetado, são definidos certos, limites de fatores de carga, os quais não devem ser excedidos. Por exemplo, para aviões de acrobacia (ver figura 11.6) tais limites são:

- fator de carga máximo positivo = 6 ;
- fator de carga máximo negativo = -3 .

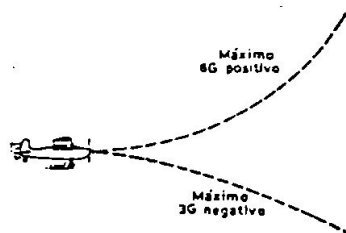


FIGURA 11.6 - Fatores de carga limites para um avião acrobático.

Praticamente todos os aviões são projetados de modo a suportarem fatores de carga positivos maiores que fatores negativos. Isto porque a sustentação máxima negativa é geralmente menor que a sustentação máxima positiva produzida pelo avião e, além disso, o piloto não suporta acelerações negativas tanto quanto suporta acelerações positivas.

A velocidade de vôo tem grande importância sobre as cargas produzidas nas manobras. Pela definição de fator de carga obtemos:

$$N = \frac{1/2 \rho V^2 S C_L}{W}$$

Pode-se verificar pela equação acima que o fator de carga aumenta com o quadrado da velocidade de vôo. Isto significa que se o piloto puxa o manche de modo a produzir o mesmo coeficiente de sustentação (mesmo ângulo de ataque), só que com a aeronave voando a uma velocidade duas vezes maior, o fator de carga produzido será quatro vezes maior que o anterior (ver figura 11.7).

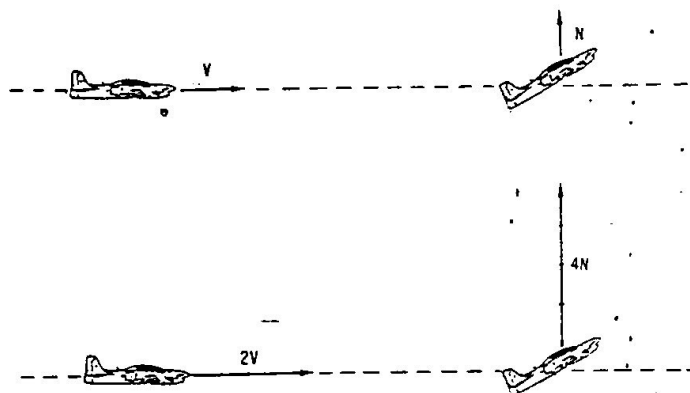


FIGURA 11.7 - Influência da velocidade de vôo sobre o fator de carga.

11.2.3 FATOR DE CARGA NAS RAJADAS

Durante um vôo de cruzeiro, o vento relativo é horizontal, e o ângulo de ataque é pequeno. O fator de carga é igual a um.

Ao surgir uma rajada de vento ascendente, o vento relativo resultante formará um ângulo de ataque maior com a asa da aeronave, como indicado na figura 11.8. Conseqüentemente, o fator de carga aumentará bruscamente e, se a aeronave estiver voando em alta velocidade, poderá inclusive ocorrer a sua destruição.

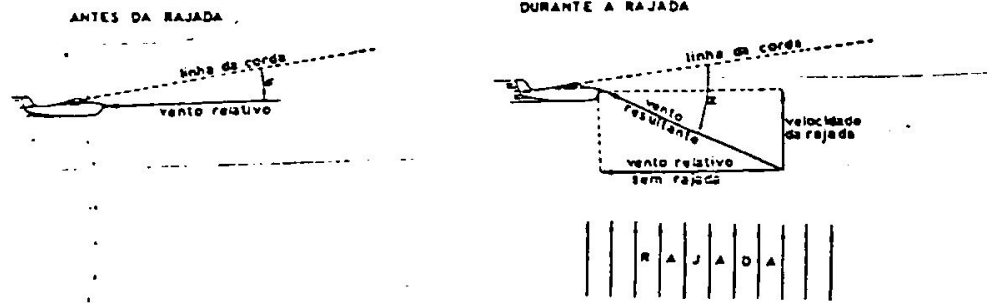


FIGURA 11.8 - Influência de uma rajada ascendente.

Por essa razão, é aconselhável reduzir a velocidade em tempo turbulento, porém não exageradamente, sob pena de ocorrer estol ao aumentar o ângulo de ataque.

11.2.4 FATOR DE CARGA NAS RECUPERAÇÕES

Quando a aeronave está num mergulho, o piloto deverá puxar o manche de maneira a evitar o choque com o solo. Esta operação é chamada de recuperação. Numa recuperação, o fator de carga pode se tornar grande, porque a aeronave encontra-se em alta velocidade e a asa é obrigada a suportar, além do peso da aeronave, a força centrífuga que aparece ao executar a curva vertical de recuperação, como indicado na figura 11.9. Portanto, a sustentação que deve ser gerada pela asa é a soma do peso da aeronave mais a componente centrípeta que deve ser gerada para contrabalançar a força centrífuga.

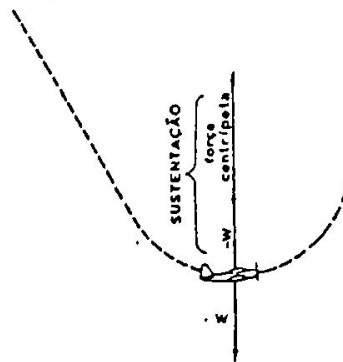


FIGURA 11.9 - Forças sobre um avião numa manobra de recuperação.

Quanto maior a velocidade de mergulho tanto maior será a força centrífuga a ser contrabalançada pela asa. Por esse motivo os pilotos das aeronaves comuns devem evitar sempre que possível os mergulhos em alta velocidade.

11.3 AEROELASTICIDADE

A estrutura de um avião deve ser leve e resistente, implicando numa grande razão resistência/peso. Entretanto, para absorver cargas dinâmicas e também por limitações de projeto, a estrutura de um avião é elástica, isto é, deflete ou torce elasticamente (sem gerar deformações permanentes) sobre carregamento. As deflexões elásticas geradas por cargas aerodinâmicas aplicadas sobre a estrutura de uma aeronave chamamos deformações aeroelásticas.

As características elásticas da estrutura de um avião e as características das cargas aerodinâmicas aplicadas podem gerar certos fenômenos, os quais serão comentados a seguir:

11.3.1 DIVERGÊNCIA

A divergência é um fenômeno aeroelástico que ocorre em partes estruturais do avião, cuja rigidez é insuficiente para suportar os esforços aplicados. A rigidez de uma estrutura é a resistência que ela oferece à sua deformação. Quanto maior a sua rigidez, mais dificilmente a estrutura se deforma.

Um elemento do avião susceptível à divergência é a asa. A força aerodinâmica resultante na asa geralmente é aplicada, aproximadamente, a um quarto do comprimento da corda, atrás do bordo de ataque, isto é, normalmente adiante do eixo elástico da asa.

O eixo elástico é a linha ao longo do comprimento da asa, formado pelos pontos onde forças podem ser aplicadas sem resultar em torção da mesma (ver figura 11.10, (a)). Se a direção de aplicação de uma força não passa pelo eixo elástico, então ela promoverá torção da asa (ver figura 11.10 (b)).

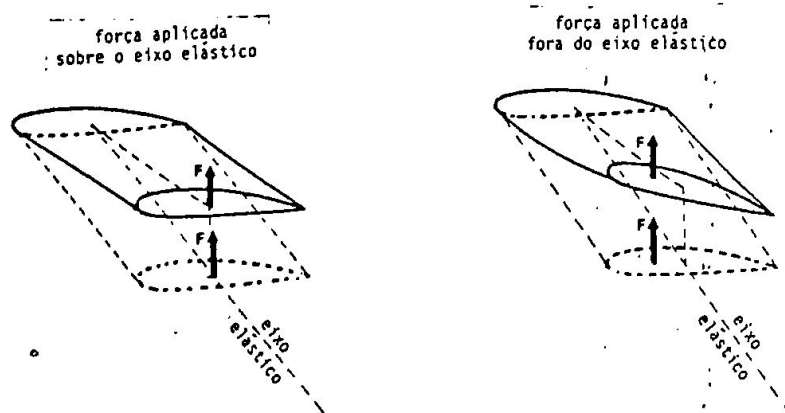


FIGURA 11.10 - Eixo elástico e o ponto de aplicação de uma força sobre uma asa.

Sendo a resultante aerodinâmica geralmente aplicada à frente do eixo elástico, esta resultante faz a asa torcer no sentido de aumentar o seu ângulo de ataque. Se a asa carece de rigidez torcional, a uma certa velocidade de voo, a resultante aerodinâmica produzida provocará a torção da asa. O aumento conseqüente no ângulo de ataque provocará um aumento adicional no valor da força aerodinâmica, que provocará outro aumento adicional no ângulo de ataque e, assim sucessivamente até que a asa rompa, como ilustrado na figura 11.11.

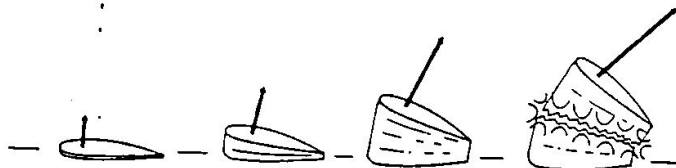


FIGURA 11.11 - Asa sofrendo divergência.

Verifica-se então, que a divergência é um processo contínuo, que ocorre em altas velocidades de voo e, portanto, é difícil detectar seu início: quando este começa a ser percebido, geralmente é tarde demais. Assim sendo todas as aeronaves devem voar em velocidades menores que a velocidade onde ocorre a divergência. Tal velocidade pode ser estimada tanto teoricamente como experimentalmente.

11.3.2 FLUTTER

Qualquer estrutura tem uma frequência natural de vibração. A frequência natural de vibração é aquela na qual, sendo excitada, a estrutura vibra, necessitando para isso de um mínimo de energia de excitação. Quando uma estrutura é excitada na sua frequência natural, esta vibra, tendendo a aumentar gradualmente sua amplitude de oscilação; dizemos então que ela entrou em ressonância. Isto pode ser melhor compreendido por meio de um exemplo corriqueiro e simples.

Vamos considerar duas crianças brincando em um balanço de brinquedo. A criança que empurra a outra aplica uma força sobre o balanço, na mesma frequência de oscilação deste. Verifica-se que o balanço vai cada vez mais alto aumentando sua amplitude de oscilação, isto é, entra em ressonância. Note que a força aplicada é sempre a mesma, porém a energia do balanço vai aumentando a cada oscilação. Entendido isso, podemos agora entender um fenômeno semelhante que pode ocorrer na estrutura de um avião, o qual chama-se flutter.

O flutter nada mais é que a vibração ou oscilação, de uma parte da estrutura do avião, devido a forças aerodinâmicas que aparecem solicitando-a na sua frequência natural. Isto ocorre principalmente a grandes velocidades de voo, em partes cuja rigidez é insuficiente para suportar as cargas geradas, como as asas por exemplo. A figura 11.12 mostra a sequência de oscilação de uma asa em flutter.

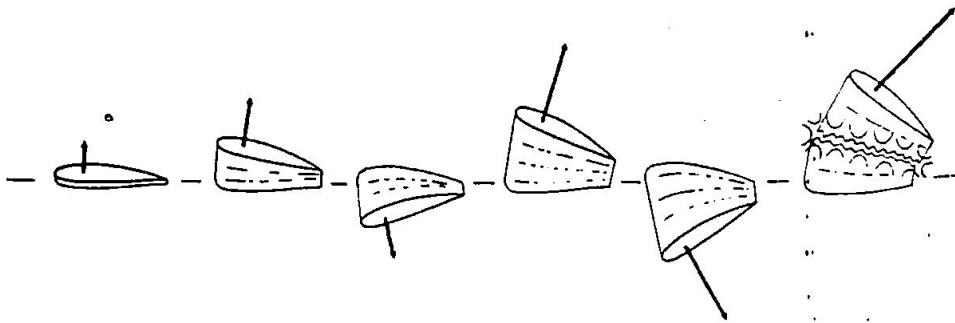


FIGURA 11.12 - Asa em flutter.

11.3.3 REVERSÃO DE COMANDO

Outro fenômeno também resultante da carência de rigidez torcional da asa é a reversão de comando. Sabemos que a força resultante sobre a asa está usualmente localizada à frente do eixo elástico da mesma. Quando um aileron é defletido para baixo para que a sustentação seja aumentada, por exemplo (ver figura 11.14), ele produz uma força aerodinâmica para cima devido ao fluxo de ar escoando por ele. Por estar localizado próximo ao bordo de fuga da asa, a força aerodinâmica sobre o aileron defletido está localizada atrás do eixo elástico da asa e, portanto, tem a tendência de fazer a asa torcer no sentido de diminuir o ângulo de ataque da mesma, como ilustrado na figura 11.13.

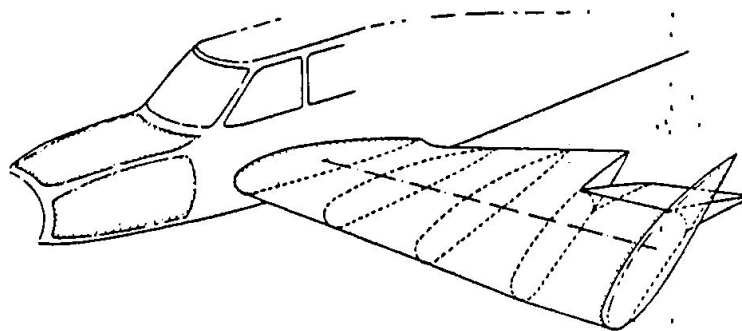


FIGURA 11.13 - Reversão de comando.

Como os ailerons geralmente são instalados próximos às pontas das asas e se as mesmas não possuem rigidez torcional suficiente, esta tendência adversa poderá ser tão pronunciada, que poderá causar uma perda de sustentação.

maior do que aquela ganha pela deflexão do aileron, e a asa irá baixar. Paralelamente, o mesmo pode acontecer com o outro aileron defletido para cima; neste caso a asa ao invés de baixar tenderá a subir. Se isto acontecer, a manobra resultante será contrária àquela desejada e comandada, por isso este fenômeno ser chamado de reversão de comando.

Tal fenômeno é mais susceptível de acontecer a grandes velocidades de vôo onde as forças aerodinâmicas produzidas pela deflexão dos ailerons são grandes. Por isso alguns aviões comerciais, quando em vôo a grandes velocidades, próximas a de cruzeiro, promovem o controle lateral através de spoilers localizados nas partes das asas mais próximas à fuselagem (ver figura 11.14), onde a rigidez torcional é muito maior que nas pontas.

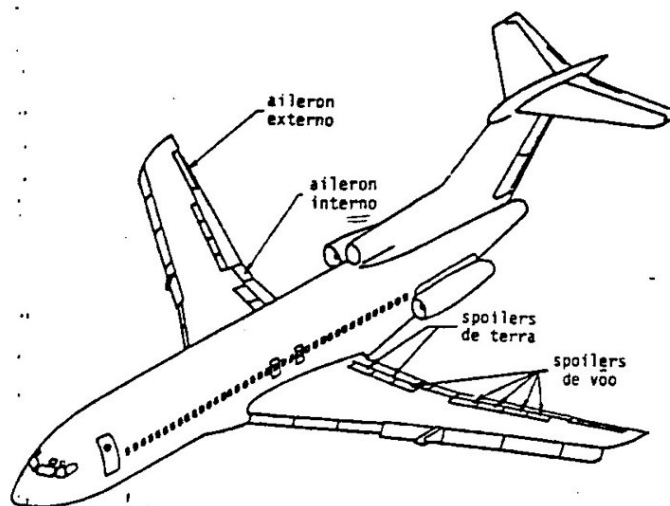


FIGURA 11.14 - Boeing 727 e suas superfícies de controle lateral.

11.4 DIAGRAMA $V \times N$

Exceto para condições de aterrissagem, todas as cargas sobre um avião são impostas aerodinamicamente de duas maneiras: como um resultado de uma manobra, e como um resultado do vôo através de um distúrbio atmosférico.

Por ser a estrutura de um avião tão leve quanto possível, é impraticável construir um avião capaz de resistir a todos os carregamentos que sobre ele poderiam ser aplicados. Portanto, certos limites restringindo as condições de vôo devem ser respeitados para garantir a segurança do vôo. Como basicamente existe uma relação entre a velocidade de vôo e as cargas sobre o avião, os limites de vôo dentro dos quais ele pode ser esperado voar e manobrar, sem a possibilidade de dano estrutural, pode ser mostrado num diagrama simples conhecido como diagrama $V \times N$ ou envelope de resistência.

O diagrama $V \times N$ é obtido pela superposição de dois diagramas que serão discutidos a seguir: o diagrama de manobras e o diagrama de rajadas. Vamos analisar estes diagramas para um avião qualquer de peso determinado.

O diagrama de manobra para este determinado avião é mostrado na figura 11.15.

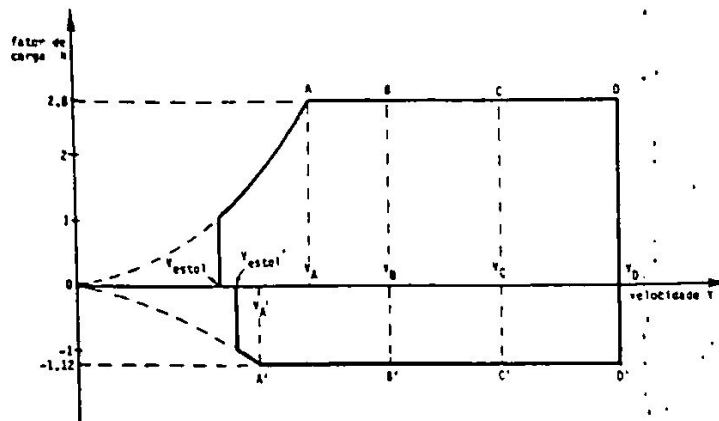


FIGURA 11.15 - Diagrama $V \times N$ de manobras de um avião.

O trecho OA do diagrama acima representa a curva de sustentação máxima produzido pelo avião. A velocidade V_{ESTOL} indicada no diagrama corresponde à velocidade mínima (velocidade de estol) na qual a aeronave permanece em vôo, isto é, fator de carga igual a um. O ponto A é a intersecção da curva de sustentação máxima (curva de $C_{L\ MAX}$) com a linha de fator de carga limite positiva ($N=6$); a velocidade para este ponto é chamada de velocidade de manobra e é indicada por V_A . A reta AD corresponde ao limite de máximo fator de carga positiva para manobras para o avião entre as velocidades V_A e a velocidade de mergulho V_D . A velocidade V_D já foi citada anteriormente e corresponde a máxima velocidade que uma aeronave pode alcançar num mergulho sem provocar danos estruturais, por isso o nome.

Equivalentemente, o mesmo pode ser observado quando o avião em vôo invertido. Observe pela figura 11.15 a equivalência dos pontos inferiores do diagrama onde os pontos correspondentes aos da parte superior estão indicados pelas mesmas letras acrescidas com um apóstrofe: V'_{ESTOL} , A' ; B' , C' e D' . No diagrama podemos observar também as velocidades V_B e V_C . Estas são a velocidade de operação e a velocidade de cruzeiro respectivamente e que são determinadas no projeto da aeronave.

O diagrama de rajadas é obtido por meio de dados estatísticos, relacionados a limites máximos de velocidades de rajadas mais comumente encontradas em certas condições de vôo. As rajadas são consideradas verticais e sua representação no diagrama $V \times N$ corresponde às retas pontilhadas mostradas na figura 11.16, que interceptam o eixo dos fatores de carga em $N = 1$; isto porque considera-se

que a aeronave esteja em vôo nivelado quando recebe a rajada.

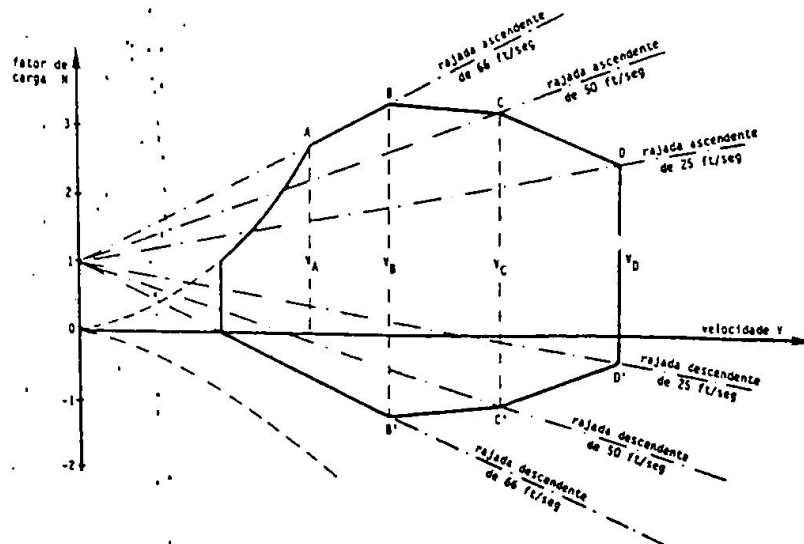


FIGURA 11.16 - Diagrama V x N de rajadas de um avião.

Como sabemos, quanto maior a velocidade de vôo, maior é o fator de carga produzido, quando o avião encontra uma rajada de vento com certa velocidade. Isto explica a inclinação crescente das retas pontilhadas. Agora, quanto maior a velocidade da rajada considerada, tanto maior será a inclinação da reta, o que é de fácil compreensão.

Devido a estudos estatísticos das condições de vôo efetuados durante anos e com várias aeronaves, estipula-se, para fins de projeto, que quando um avião está voando na velocidade de operação V_o , eventualmente, a maior velocidade de rajada vertical que ele poderá encontrar é de 66 pés por segundo (aproximadamente 20 m/s), portanto deverá suportar o fator de carga produzido neste caso: ponto B indicado no diagrama. Da mesma maneira, estipula-se que, para vôo na velocidade de cruzeiro, a maior velocidade de rajada vertical que a aeronave poderá encontrar é de 50 pés por segundo (aproximadamente 15 m/s) e deverá suportar o fator de carga correspondente: ponto C no diagrama. Para vôo na velocidade de mergulho V_{oz} , também é adotado que a máxima velocidade da rajada que o avião poderá encontrar é de 25 pés por segundo (aproximadamente 7,5 m/s): ponto D no diagrama de rajadas.

As retas pontilhadas de inclinação descendente do diagrama da figura 11.16 correspondem a rajadas descendentes e os pontos da parte inferior são condições equivalentes às representadas na parte superior, porém para rajadas descendentes.

A superposição dos diagramas de manobras e de rajadas para formar o diagrama $V \times N$ do avião considerado é ilustrado na figura 11.17.

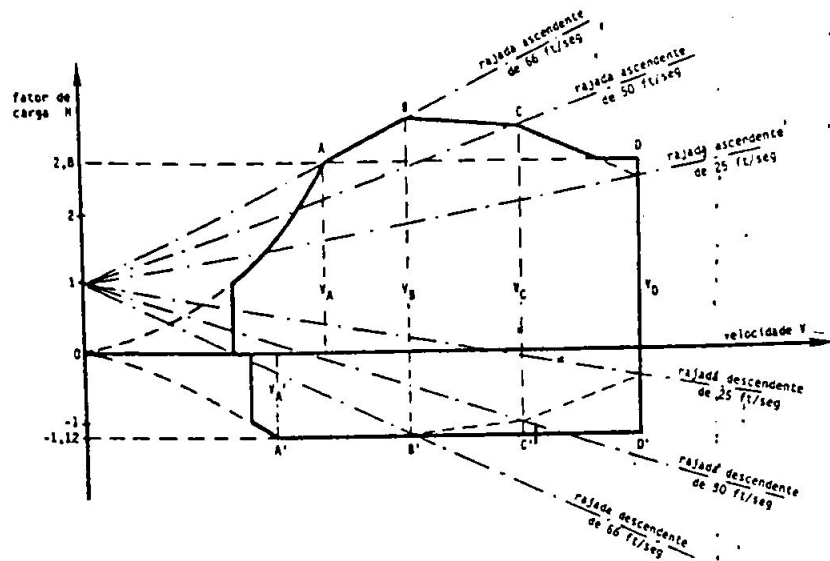
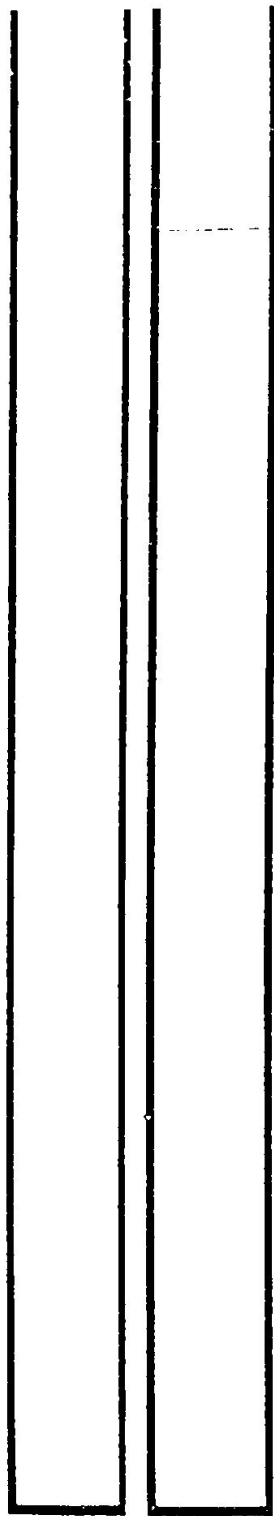


FIGURA 11.17 - Diagrama $V \times N$ total de um avião.



CAPITULO 12

12 ESTRUTURA DO AVIÃO

12.1 INTRODUÇÃO

Um avião, pela sua natureza, deve ser uma máquina extremamente eficiente. Em vôo, sua forma e contornos devem produzir a sustentação para contrabalançar a força da gravidade, gerar as forças necessárias para o controle da aeronave e devem apresentar um mínimo de área para que o arrasto, ou resistência do ar, seja mínimo. A estrutura do avião deve ser adequada para conter todos os equipamentos necessários, unidades de propulsão, sistemas, bem como o ambiente confortável para a tripulação, passageiros e bagagens ou carga. Para contribuir com a eficiência total, a estrutura deve ter uma grande razão de resistência por peso e ser tão simples quanto possível. Deve resistir ileso a todos os carregamentos impostos sobre o avião nas diversas condições de operação.

Como já vimos no capítulo anterior, a estrutura de uma aeronave deve ser capaz de resistir a carregamentos muito maiores que aquele imposto unicamente pelo seu próprio peso. Quando um projeto é realizado, os projetistas dimensionam a estrutura da aeronave de acordo com os rigorosos padrões estabelecidos pela experiência, os quais são representados pelos Requisitos de Homologação, para garantir a segurança da mesma. Em geral, os aviões são projetados para resistirem a uma vez e meia o carregamento máximo esperado na sua operação.

Os elementos de estrutura convencionais são a fuselagem, as asas, os estabilizadores, as superfícies de controle e o trem de pouso. Estes elementos devem ter grande resistência, baixo peso, segurança e uma eficiente forma aerodinâmica.

Antes de iniciarmos o estudo dos elementos estruturais, vamos apresentar alguns conceitos fundamentais.

12.2 CONCEITOS FUNDAMENTAIS

12.2.1 ESFORÇO DE TRACÇÃO

O esforço de tração é produzido por duas forças que puxam, em sentidos opostos, o mesmo corpo na mesma linha. A primeira consequência é um alongamento do corpo na direção do seu comprimento, processando-se, ao mesmo tempo, um estreitamento do corpo na sua largura. As partículas do corpo resistem a essa deformação internamente, até um determinado limite. Desse ponto em diante, se os esforços continuarem a ser aplicados, será atingido o estágio de ruptura.

A tração é a força que puxa, tal como acontece quando um peso é suspenso por um cabo (ver figura 12.1). Ela é uma das

mais importantes forças que atuam no avião em voo e tem diferentes efeitos.

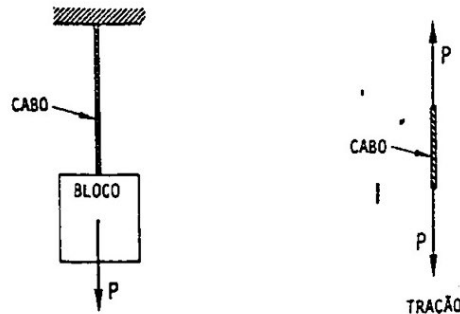


FIGURA 12.1 - Cabo submetido a tração.

12.2.2 ESFORÇO DE COMPRESSÃO

O esforço de compressão é oposta à tração. Ele é produzido por duas forças aplicadas em sentidos opostos; porém, dirigidas para o centro do corpo. As partículas, no interior do corpo, passarão a ser comprimidas umas contra as outras. Quando elas não puderem mais resistir ao esforço da compressão, processa-se a ruptura do corpo.

A figura 12.2 mostra uma barra que está suportando um peso e portanto está submetida ao esforço de compressão.

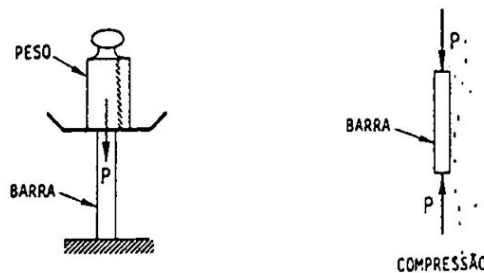


FIGURA 12.2 - Barra submetida a compressão.

12.2.3 ESFORÇO DE CISALHAMENTO

O esforço de cisalhamento aparece quando duas forças iguais e opostas formam um ângulo reto em relação ao eixo de um conjunto e encontram-se muito próximas. Sua tendência é de cortar ou cisalhar o conjunto. As forças de cisalhamento agem no mesmo plano.

A figura 12.3 mostra um parafuso (não muito apertado) que está submetido ao cisalhamento.

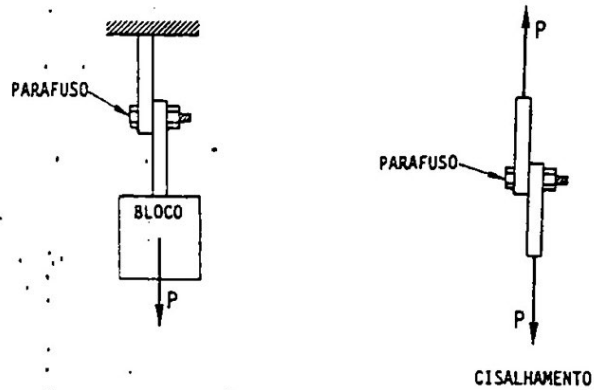


FIGURA 12.3 - Parafuso submetido ao cisalhamento.

12.2.4 VIGA EM BALANÇO

A figura 12.4 mostra uma viga engastada a qual está submetida a uma força F aplicada na extremidade livre, exatamente sobre e paralelamente à alma da mesma.

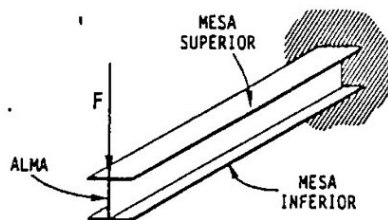


FIGURA 12.4 - Viga em balanço.

A força F gera esforços de tração na mesa superior da viga, tensões de compressão na mesa inferior e tensão de cisalhamento na alma da viga. A característica dos esforços atuando sobre a viga em balanço determina uma condição que chamamos de flexão.

12.2.5 TUBO EM TORÇÃO

A figura 12.5 abaixo mostra um tubo oco, de seção circular, engastada numa ponta e submetida a um torque ou momento M na outra extremidade livre.

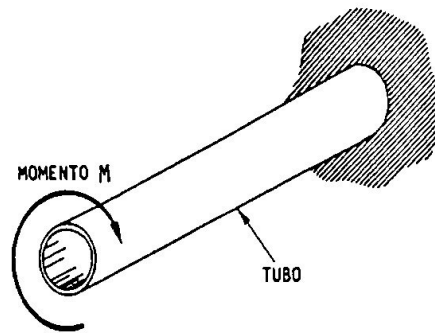


FIGURA 12.5 - Tubo em torção.

O momento M gera somente esforços de cisalhamento ao longo do comprimento do tubo (não considerando o peso do mesmo). Portanto surge no engastamento uma tensão de cisalhamento.

12.2.6 TENSÕES COMBINADAS

A figura 12.6 mostra um tubo oco de seção circular engastado numa ponta e submetida a uma força de intensidade F , que é aplicada num ponto deslocado do seu eixo longitudinal.

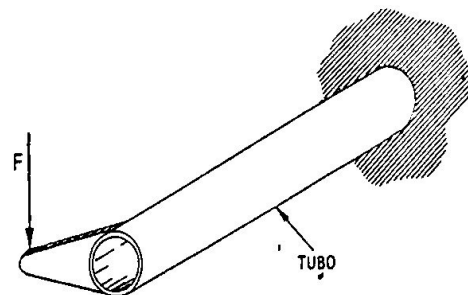


FIGURA 12.6 - Tensões combinadas.

Verifica-se que os esforços gerados são de tração na parte superior, de compressão na parte inferior, de torção e cisalhamento ao longo do eixo longitudinal do tubo.

12.2.7 CILINDRO COM PRESSÃO INTERNA

A figura 12.7 mostra um recipiente com forma de um cilindro e que contém um gás no seu interior.

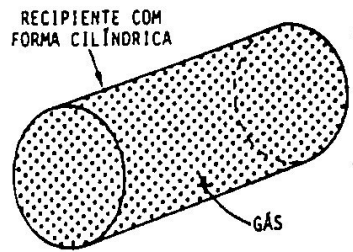


FIGURA 12.7 - Recipiente com forma cilíndrica e contendo um gás.

Se a pressão no interior do recipiente é aumentada, o gás tendendo a se expandir, provoca o surgimento de forças de tração ao longo das paredes deste recipiente, como indicado na figura 12.8.



FIGURA 12.8 - Cilindro com pressão interna.

12.3 A ASA

12.3.1 ESFORÇOS E CARACTERÍSTICAS FUNCIONAIS DA ASA

A asa é, como já sabemos, o elemento estrutural do avião, que suporta as maiores cargas: o peso do avião e as cargas originadas por manobras e rajadas. é o elemento principal, que sustenta o avião em vôo. A forma e o tipo da asa usada num avião são determinadas por considerações outras, além das razões, de ordem estrutural. Principalmente o emprego a que se destina o avião influenciará na escolha de um projeto estrutural.

A asa deve possuir uma forma adequada de modo a produzir eficientemente a força de sustentação necessária ao vôo do avião, a qual é distribuída por toda a sua superfície externa. Aviões de pequeno porte e baixa velocidade tem asas simples, quase retangulares. Neste caso as asas estão sujeitas, principalmente, a esforços de flexão.

Em aviões de alta velocidade, as asas são geralmente enflechadas para trás. O enflechamento impõem uma maior carga torcional do que no caso das asas retas, porque a

carga resultante da asa está localizada atrás da região de fixação da mesma na fuselagem. Dependendo do grau de enflechamento da asa e da sua espessura, esta carga torcional pode muito bem merecer maior importância na determinação do projeto estrutural. Esforços torcionais de grande intensidade também aparecem quando ocorre o acionamento dos ailerons, principalmente em vôo em alta velocidade.

Além da função principal de gerar sustentação, a asa geralmente aloja em seu interior os tanques de combustível, instalações elétricas, motores (naceles) e cargas externas tais como armamentos e tanques externos.

O custo de construção e manutenção, também influirá no projeto estrutural. De fato, qualquer projeto de asa, bem como do avião inteiro, representa um cuidadoso balanço entre performance, custo, técnicas de fabricação, peso e resistência.

12.3.2 ELEMENTOS DA ESTRUTURA DA ASA

As estruturas dos primeiros aviões eram construídas com madeira especial para a aviação. As asas destes aviões, como mostrado no exemplo típico da figura 12.9, apresentavam longarinas, nervuras, falsas nervuras, nervuras caixa, estais e cabos de aço tensionados, estes últimos com a finalidade de fazer a amarração dos planos e suportar os esforços de tração.

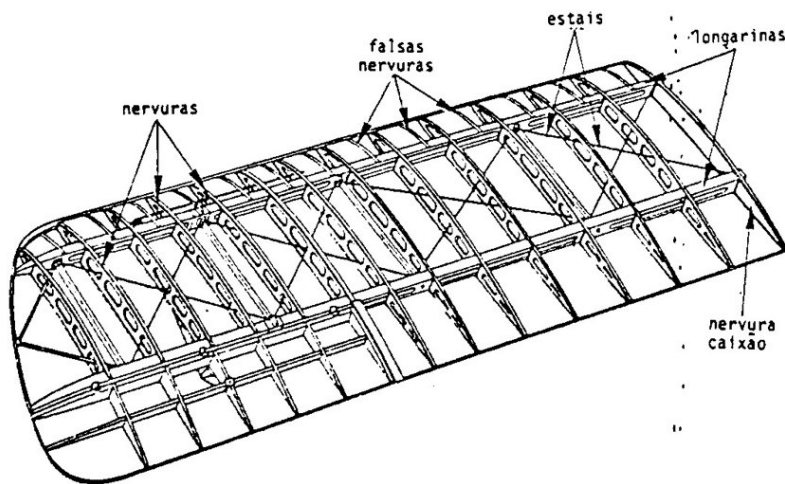


FIGURA 12.9 - Estrutura típica das asas dos primeiros aviões (estrutura em madeira).

Estas peças eram confeccionadas de tal maneira que a estrutura não ficasse muito pesada e apresentasse uma boa resistência quanto a deformação. Pouco a pouco a aviação de madeira foi sendo substituída pela metálica e hoje em dia, toda a aviação (excetuando alguns pequenos aviões de

aeroclybes e planadores) é constituída de estruturas metálicas, as quais tendem também a ser substituídas pelo material composto.

Se analisarmos em detalhe uma asa típica (ver figura 12.10) notaremos que três elementos básicos compõem internamente a sua estrutura: as longarinas, as nervuras e o revestimento.

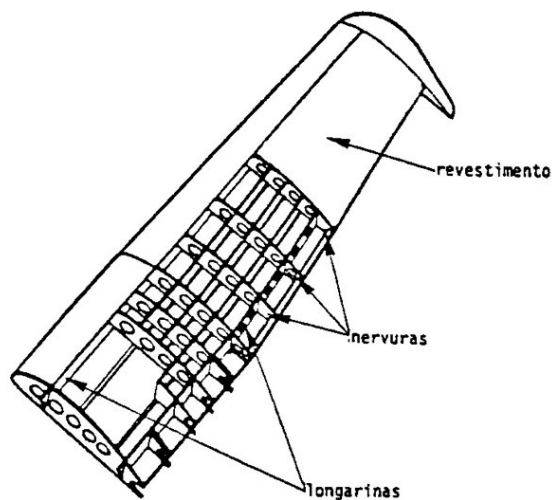


FIGURA 12.10 - Estrutura típica de uma asa moderna (estrutura em alumínio).

a) LONGARINAS

As longarinas são os membros estruturais da asa, destinados a suportarem todos os esforços, aos quais a asa fica submetida e que são transmitidos diretamente à fuselagem através das longarinas. Portanto, as longarinas devem ser suficientemente resistentes para suportar tais esforços, sem acarretar a sua deformação ou rompimento. Nos aviões antigos, as longarinas eram feitas de madeira e a figura 12.11 apresenta alguns tipos de construção.

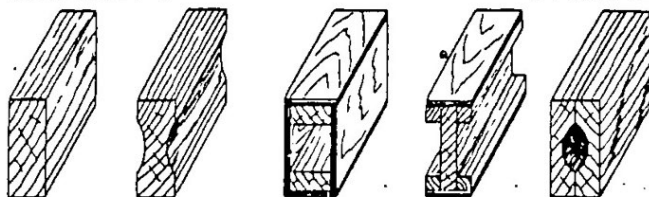


FIGURA 12.11 - Tipos de longarinas construídas em madeira.

A maioria dos aviões atuais usam longarinas metálicas, que podem ser de vários tipos como mostrado na figura 12.12.

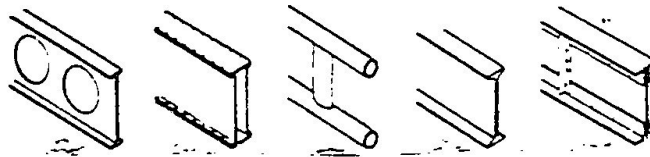


FIGURA 12.12 - Tipos de longarinas metálicas.

Quando o avião se destina a tipos de vôo em que manobras de alta aceleração possam existir, a asa é normalmente constituída de uma só peça. Quando isto não acontece, a asa pode ser subdividida em duas metades que serão fixadas à fuselagem, com a junção sendo feita por meio de olhais (ver figura 12.13), de modo a eliminar momentos fletores no engastamento. Transmitem-se então esforços axiais e um momento torçor no plano formado pelas juntas. Em tais casos não são previstas altas cargas negativas sobre as asas.

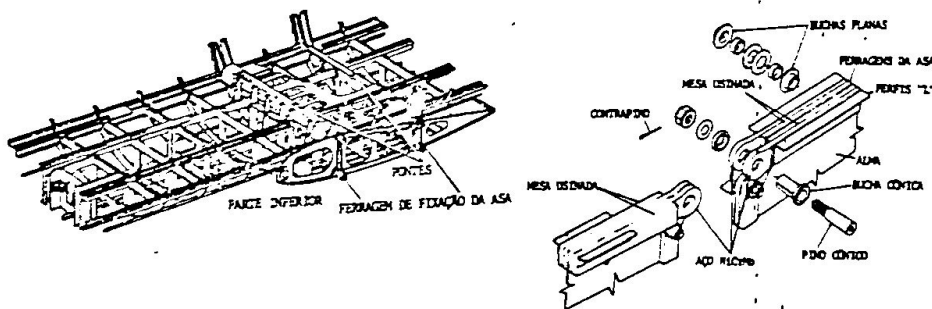


FIGURA 12.13 - Fixação asa/fuselagem por meio de olhais.

b) NERVURAS

As nervuras são elementos distribuídos a intervalos apropriados ao longo da envergadura da asa e têm a finalidade de conferir à asa a forma do perfil aerodinâmico, transmitir os esforços provenientes do fluxo de ar ao redor do revestimento da asa para as longarinas, auxiliar as longarinas promovendo maior rigidez torsional à asa, e servir como pontos de fixação para outros componentes, tais como o trem de pouso, armamentos, etc., que serão presos às asas.

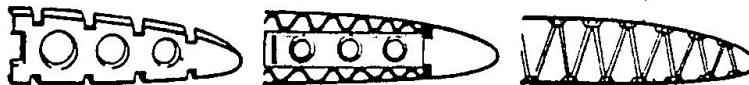


FIGURA 12.14 - Tipos de nervuras.

As nervuras, assim como as longarinas, também podem ser construídas através de conformação de chapas de metal, estruturas soldadas, etc. (ver figura 12.14).

c) REVESTIMENTO

O revestimento tem a finalidade de formar a superfície externa da asa, promovendo o surgimento das importantes forças aerodinâmicas, responsáveis pela sustentação do avião, devido ao movimento do ar ao seu redor.

Nos primeiros aviões de estrutura em madeira ou tubular, o revestimento era feito em tela de algodão mercerizado; sobre esta tela passava-se o "dope", cuja finalidade era de resetar e impermeabilizar o tecido para que não houvesse a penetração de água ou sua deterioração. A tela é um revestimento não trabalhante, isto é, não é responsável pela rigidez estrutural, a qual é promovida somente pelas longarinas e nervuras.

A maioria dos aviões da atualidade apresenta asas de material metálico com revestimento trabalhante que contribui em grande parte para a resistência estrutural do conjunto. Seus membros estruturais são inteiramente metálicos e seu revestimento é fixado através de rebites.

12.3.3 CLASSIFICAÇÃO DOS AVIÕES DEVIDO A ASA°

a) QUANTO AO NÚMERO DE ASAS

Com relação ao número de asas os aviões podem ser classificados conforme mostrado na figura 12.15.

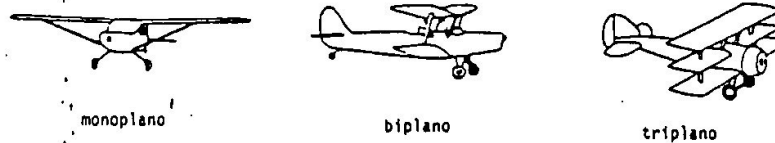


FIGURA 12.15 - Classificação dos aviões com relação ao número de asas.

b) QUANTO À LOCALIZAÇÃO DAS ASAS NA FUSELAGEM

A asa quanto à localização com relação à fuselagem pode ser classificada em:

i. Asa baixa

É aquela fixada tangenciando a parte inferior da fuselagem. A figura 12.16 ilustra este tipo de asa.

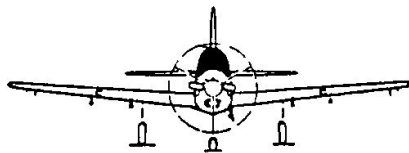


FIGURA 12.16 - Asa baixa.

2. Asa média

É aquela fixada na parte média da fuselagem. A figura 12.17 ilustra este tipo de asa.

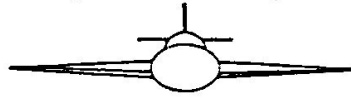


FIGURA 12.17 - Asa média.

3. Asa alta

É aquela fixada tangenciando a parte superior da fuselagem. A figura 12.18 ilustra este tipo de asa.

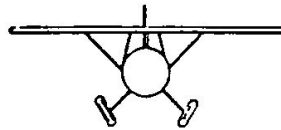


FIGURA 12.18 - Asa alta.

4. Asa para-sol

É aquela fixada acima da fuselagem. A figura 12.19 ilustra este tipo de asa.

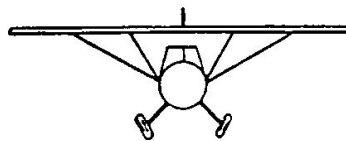


FIGURA 12.19 - Asa para-sol.

c) QUANTO À FIXAÇÃO DA ASA NA FUSELAGEM

De acordo com o tipo de fixação da asa na fuselagem do avião ela pode ser classificada em:

1. Asa hubanada

É aquela normalmente usada nos biplanos, dotada de montantes e estais externos para seu suporte. A figura 12.20 ilustra este tipo de asa.

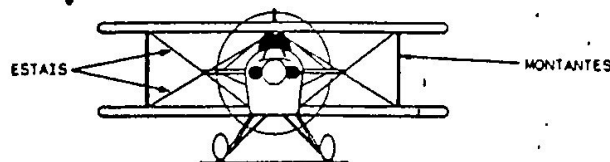


FIGURA 12.20 - Asa hubanada.

2. Asa cantilever

É aquela que dispensa montantes e estais externos para seu suporte. A figura 12.21 ilustra este tipo de asa.

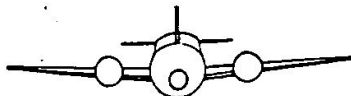


FIGURA 12.21 - Asa cantilever.

3. Asa semi-cantilever

É aquela dotada de montantes para seu suporte e que são normalmente usadas nas aeronaves de asa alta. A figura 12.22 ilustra este tipo de asa.

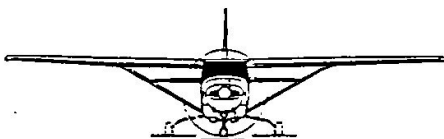


FIGURA 12.22 - Asa semi-cantilever.

12.4 A FUSELAGEM

12.4.1 ESFORÇOS E CARACTERÍSTICAS FUNCIONAIS DA FUSELAGEM

A fuselagem é a parte fundamental da estrutura do avião, a espinha dorsal de todo o conjunto da aeronave, onde são fixadas as asas e a empenagem. Portanto todos os esforços oriundos dessas superfícies são transmitidos para e suportados pela fuselagem: esforços de tração, compressão, flexão e torção.

A principal função da fuselagem é promover espaço para alojar a tripulação, os passageiros e/ou carga, isto é, promover espaço para transporte de carga paga, a qual deve ser a maior possível. Isto cria a necessidade de que a estrutura da fuselagem apresente grandes espaços internos com relação ao seu tamanho. É baseado neste espaço e na função do avião que a fuselagem é projetada.

Alguns aviões, como o mostrado na figura 12.23, são projetados de modo a serem bastante versáteis, podendo tanto serem utilizados no transporte só de passageiros, ou somente de carga ou ambos.

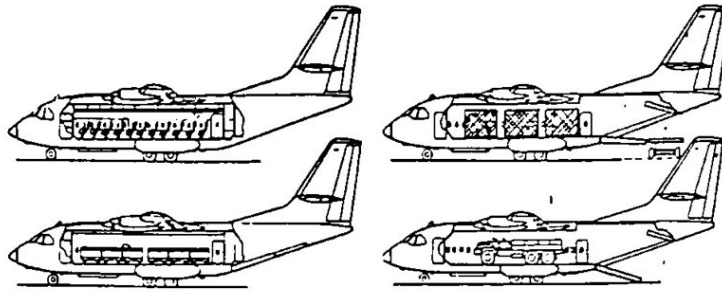


FIGURA 12.23 - Avião para transporte de passageiros e carga.

Além das funções apresentadas acima, a fuselagem também deve alojar grande parte dos sistemas principais do avião, instrumentos, e em muitos casos o trem de pouso, os motores, etc. (ver figura 12.24).

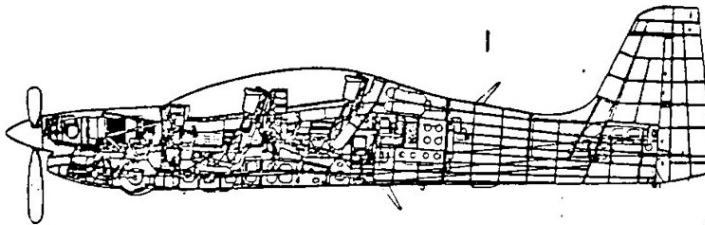


FIGURA 12.24 - Equipamentos instalados na fuselagem do avião "Tucano".

No caso de aviões pressurizados, toda a estrutura da fuselagem fica submetida a esforços de tração devido a maior pressão no seu interior, principalmente em grandes altitudes.

12.4.2 TIPOS DE ESTRUTURA DA FUSELAGEM

A estrutura da fuselagem dos aviões de hoje pode ser classificada em três tipos a saber: tubular, monocoque e semi-monocoque.

a) ESTRUTURA TUBULAR

A fuselagem de estrutura tubular é feita geralmente de tubos sem costura de aço cromo-molibdênio ou mesmo de liga de alumínio. Estes tubos são soldados de maneira a formarem uma estrutura treliçada, a qual será revestida com chapas de liga de alumínio ou com tela de algodão mercerizado.

Este tipo de estrutura, mostrado na figura 12.25, apresenta seus tubos soldados de tal maneira a oferecerem maior rigidez ao conjunto, que deve suportar todos os esforços produzidos durante o voo. O revestimento neste caso contribui muito pouco ou quase nada para a rigidez da estrutura e por isso esta é chamada de estrutura com revestimento não trabalhante.

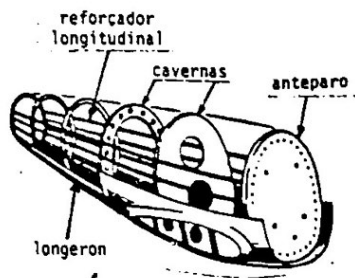


FIGURA 12.27 - Estrutura semi-monocoque.

A figura 12.28 ilustra os componentes estruturais do corpo de um avião moderno.

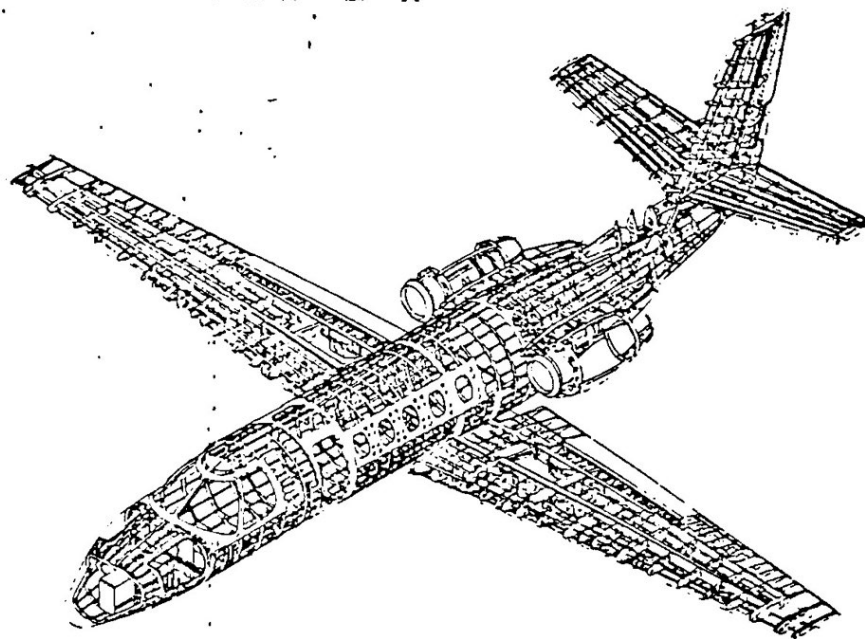


FIGURA 12.28 - Estrutura de um avião moderno.

A fuselagem é toda metálica, semi-monocoque, constituída de três partes principais: o nariz, a cabine e o cone de cauda. A célula, como é chamada a fuselagem, é composta por "longerons", anteparos transversais, perfis moldados e vigas de apoio; todos eles fabricados em liga de alumínio. A fuselagem, em toda sua extensão, tem um revestimento de chapas de alumínio e dispõe de portas escotilhas e janelas projetadas de modo a permitir a pressurização da cabine, em qualquer situação de voo.

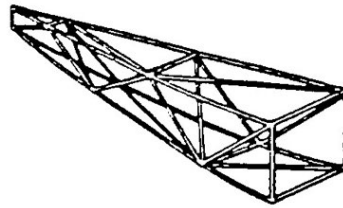


FIGURA 12.25 - Estrutura tubular.

A estrutura em tubos soldados é mais barata, mais fácil de construir, porém menos eficiente, isto é, com baixa relação resistência/peso, sendo utilizada apenas em aviões esportivos leves, utilitários e ultra-leves.

b) ESTRUTURA MONOCOQUE

A fuselagem em estrutura monocoque é usada na maioria dos aviões de pequeno porte e classificada como sendo de revestimento trabalhante. Esta fuselagem apresentada na figura 12.26 é semelhante a um tubo de parede fina de grande diâmetro.

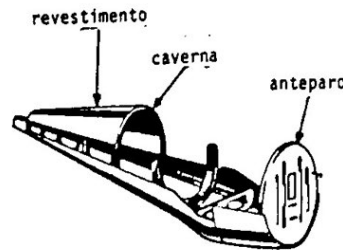


FIGURA 12.26 - Estrutura monocoque.

Todas as tensões são resistidas pela chapa do revestimento, a qual é de metal; nos aviões antigos, o revestimento era composto de finas chapas de madeira. Esta estrutura também apresenta anéis verticais ou cavernas, as quais servem, principalmente, para dar forma ao conjunto. A seção transversal da fuselagem varia consideravelmente, podendo ser redonda ou aproximadamente oval.

A fuselagem em casca integral é mais trabalhosa para construir, porém muito mais eficiente, com boa relação resistência/peso e aerodinamicamente superior.

c) ESTRUTURA SEMI-MONOCOQUE

A estrutura tipo semi-monocoque é semelhante à monocoque, porém possui mais um membro estrutural para aumentar a sua resistência. Este membro se estende ao longo da fuselagem e é conhecido por longarina ou "longeron". A figura 12.27 ilustra este tipo de fuselagem.

Neste caso, toda a estrutura do avião deve ser estanque e todas as junções devem ser vedadas, de modo a manter a pressão diferencial interna em qualquer altitude de vôo. A vedação da estrutura recebe o nome de selagem (ver figura 12.29).

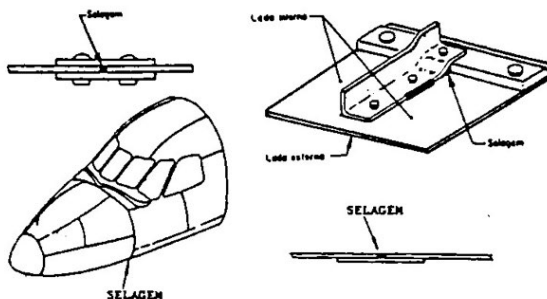


FIGURA 12.29 - Selagem.

Nas regiões do corpo do avião onde existem portas, janelas, ou escotilhas, o chapeamento é reforçado com chapas e anéis reforçadores (espécie de pequenas cavernas), os quais restituem a resistência de todo o conjunto da fuselagem, como ilustrado na figura 12.30.

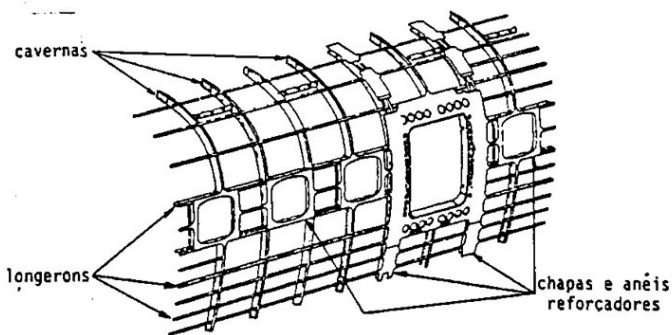


FIGURA 12.30 - Chapas e anéis de reforço.

12.5 A EMPENAGEM

12.5.1 ESFORÇOS E CARACTERÍSTICAS FUNCIONAIS DA EMPENAGEM

A empenagem, assim como as asas, é a parte do avião cuja principal função é gerar forças aerodinâmicas, basicamente

para promover o controle da atitude do avião, e de sua trajetória.

Como já sabemos, uma empenagem padrão apresenta superfícies horizontais (estabilizador horizontal e profundor) e superfícies verticais (deriva e leme de direção), como podemos visualizar na figura 12.31.

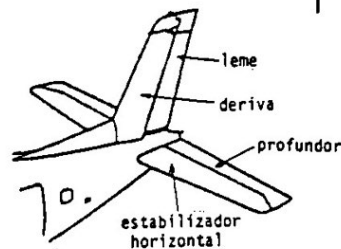


FIGURA 12.31 - Empenagem padrão.

Devido as forças aerodinâmicas, as superfícies da empenagem ficam sujeitas, principalmente, a esforços de flexão, sendo estas de maior intensidade quando da deflexão das superfícies de controle: profundor e leme de direção.

Como podemos observar na figura 12.32, a empenagem encontra-se geralmente fixada ao cone de cauda da fuselagem e apresenta uma estrutura semelhante ao das asas do avião, compondo-se de longarinas, nervuras, perfis reforçadores e revestimento.

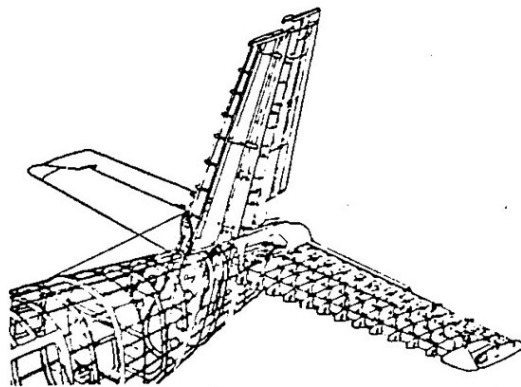


FIGURA 12.32 - Estrutura de uma empenagem padrão.

A figura 12.33 mostra com maiores detalhes a estrutura de uma empenagem padrão e suas partes componentes.

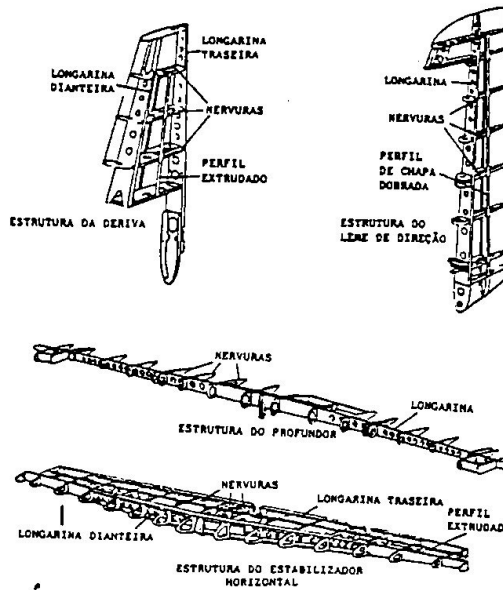


FIGURA 12.33 - Detalhe da estrutura de uma empenagem padrão indicando suas partes componentes.

12.5.2 TIPOS DE EMPENAGEM

Há vários tipos de empenagem, os quais são projetados de acordo com o tipo do avião onde serão instaladas, sendo os mais comuns: a empenagem padrão (que já conhecemos), a empenagem extra de duplo leme (figura 12.34(a)), a empenagem em "V" Butterfly (figura 12.34(b)) e a empenagem em "T" (figura 12.34(c)).

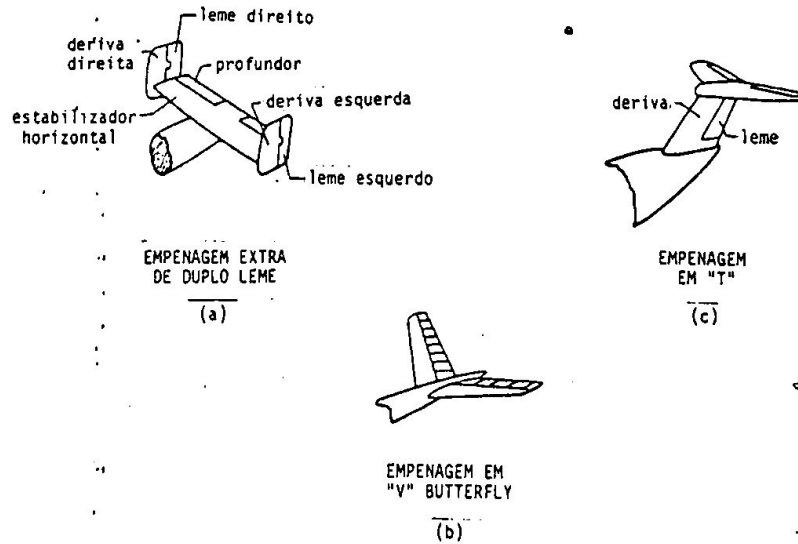


FIGURA 12.34 - Tipos de empenagem.

12.6 O TREM DE POUSO

12.6.1 CLASSIFICAÇÃO DO AVIÃO COM RELAÇÃO AO TREM DE POUSO

O trem de pouso é a interface física que permite transição do estado de voo para o estado de repouso do avião e vice-versa. Dependendo do meio onde os aviões se apoiam, quando em repouso, podemos classificá-los como:

a) AVIÕES TERRESTRES

São aqueles que possuem trem de pouso que permite operações de pouso, decolagem e taxiamento sobre o solo, sendo que nas operações em gelo ou neve adaptam-se esquis no lugar das rodas. Os aviões terrestres podem apresentar três tipos de trem de pouso, que diferenciam-se pela posição das rodas: trem de pouso convencional, trem de pouso triciclo e trem de pouso biciclo.

1. Trem de Pouso Convencional

O trem de pouso convencional é aquele que possui os trens principais localizados à frente do centro de gravidade do avião (C.G.) e uma pequena roda, chamada bequilha, na parte traseira da fuselagem (ver figura 12.35).



FIGURA 12.35 - Trem de pouso convencional.

Os trens principais são aqueles que suportam a maior parte do peso e do impacto do avião no solo, e a bequilha tem a função de servir de apoio e promover o controle direcional do avião quando em movimento sobre o solo.

2. Trem de Pouso Triciclo

O trem de pouso triciclo é aquele que possui os trens principais localizados atrás do C.G. do avião e um trem auxiliar localizado no nariz da aeronave (ver figura 12.36).

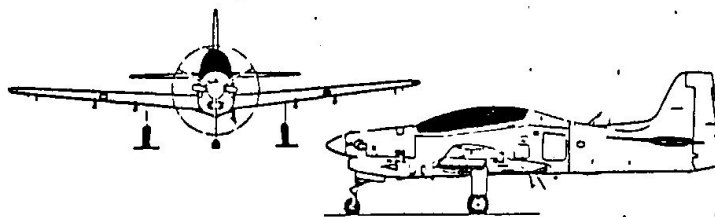


FIGURA 12.36 - Trem de pouso triciclo.

O trem auxiliar também tem, neste caso, as mesmas funções da bequilha citada anteriormente.

3. Trem de Pouso Biciclo

O trem de pouso biciclo é aquele que possui os trens principais, um à frente e outro atrás do C.G. do avião (ver figura 12.37).

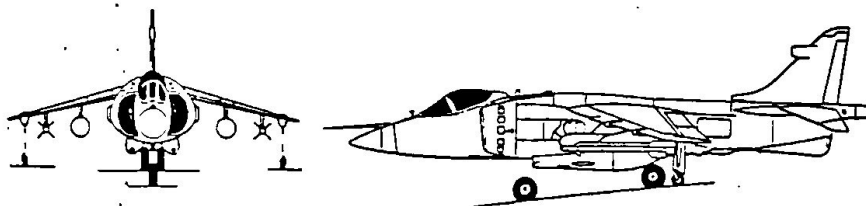
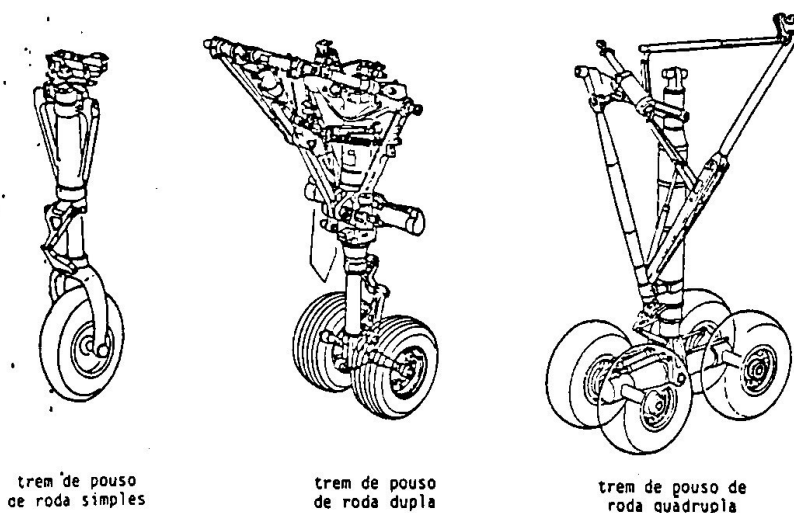


FIGURA 12.37 - Trem de pouso biciclo.

Como pode ser observado na figura 12.37, completando este sistema, existem pequenas rodas próximas às pontas das asas para dar o equilíbrio lateral do avião no solo.

Os aviões também podem ter rodas simples, duplas (duas rodas) ou quádruplas (quatro rodas) nos trens principais, e simples ou duplas no trem auxiliar (ver figura 12.38).



trem de pouso de roda simples

trem de pouso de roda dupla

trem de pouso de roda quádrupla

FIGURA 12.38 - Tipos de trem de pouso.

Podem existir aviões que possuem mais de quatro rodas nos trens principais, os quais são chamados trens com rodas múltiplas.

b) AVIÕES AQUÁTICOS

São aqueles que possuem flutuadores no lugar das rodas e que permitem operações de pouso e decolagem somente sobre a água, como ilustrado na figura 12.39.

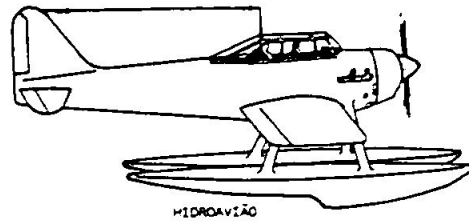


FIGURA 12.39 - Avião aquático.

Note pela figura 10.39 que os flutuadores apresentam um rebaixo na parte inferior, chamado de degrau de depressão, cuja finalidade é melhorar o rendimento hidrodinâmico da aeronave, facilitando sua decolagem.

A operação de pouso em água denomina-se amerissagem.

c) AVIÕES ANFÍBIOS

São aviões que possuem trens de pouso que permitem operações tanto no solo quanto em água. O aerobote mostrado na figura 12.40 é um tipo de avião anfíbio, cuja fuselagem exerce a função de flutuador.

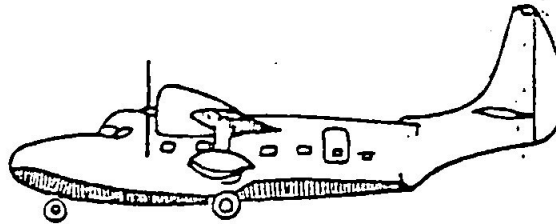


FIGURA 12.40 - Avião anfíbio.

Como o casco do aerobote deve suportá-lo na água e amortecer os choques na amerissagem, a estrutura da fuselagem deve ser muito resistente e a sua altura é aumentada, a fim de que as asas e os motores fiquem a uma distância razoável da superfície da água.

12.6.2 ESFORÇOS E CARACTERÍSTICAS FUNCIONAIS DO TREM DE POUSO

O trem de pouso é um elemento estrutural altamente solicitado, pois deve receber o impacto do avião com solo, na hora do pouso, e deve absorvê-lo de modo que o seu efeito sobre a estrutura do avião seja o mínimo possível. A aceleração quase que instantânea das rodas, no momento em que tocam o solo, do repouso até a velocidade de pouso do avião, submetem a estrutura do trem de pouso à grandes esforços de flexão. Além disso, os esforços gerados durante a frenagem também solicitam-no demasiadamente. Por isso, a sua estrutura deve ser bastante robusta e os pneus altamente resistentes.

A maioria dos aviões atuais apresentam trens de pouso dotados de amortecedores hidropneumáticos, cuja finalidade é absorver o choque durante o pouso e as vibrações no taxiamento. A figura 12.41 ilustra um trem de pouso típico, utilizado na maioria dos aviões atuais de médio porte, e as suas partes componentes, que são a perna de força, a tesoura e o conjunto da roda.

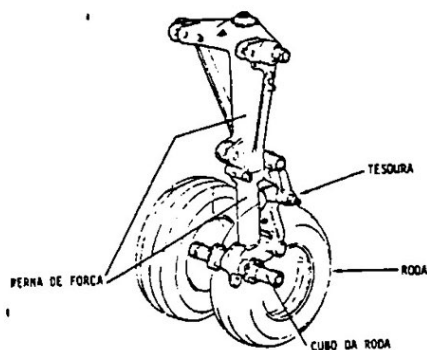


FIGURA 12.41 - Partes componentes de um trem de pouso.

A perna de força é um tubo de aço que faz a ligação entre a fuselagem (ou as asas) e cada uma das rodas. Ela é composta de dois cilindros dotados de amortecimento (amortecedores).

A tesoura é um dispositivo que faz a ligação entre os dois cilindros da perna de força e conserva os planos das rodas paralelos ao eixo longitudinal do avião.

O amortecedor do trem, como já foi dito, é do tipo hidropneumático, ou seja, funciona com óleo hidráulico mais gás comprimido (nitrogênio). O conjunto é formado por dois tubos coaxiais, unidos de tal forma que possam se mover um dentro do outro e formar duas câmaras distintas internamente, como ilustrado na figura 12.42.

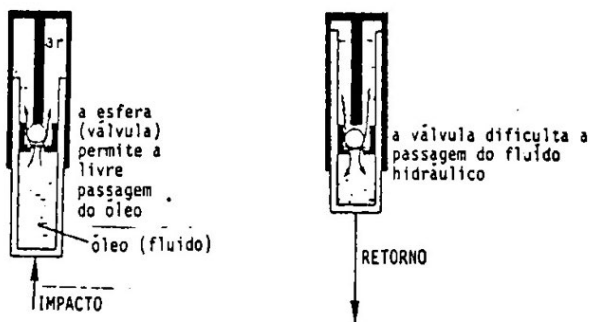


FIGURA 12.42 - Amortecedor hidropneumático.

Uma câmara, a inferior, é preenchida com óleo hidráulico e a outra, a superior, encontra-se cheia de gás. O princípio de funcionamento deste sistema é o seguinte: quando o avião

toca o solo, o cilindro inferior (o que contém a roda) penetra no cilindro superior preso à estrutura do avião, fazendo com que o óleo seja comprimido e passe do cilindro inferior para o superior, através de uma passagem restrita, ocorrendo desta maneira a compressão do gás. Como o gás é altamente compressível, ocorre o amortecimento do impacto das rodas com o solo. Cessado o impacto, o gás comprimido tentará provocar um violento retorno da haste, mas a válvula restringirá imediatamente a passagem do óleo, tornando o retorno suave.

12.6.3 TREM DE POUSO FIXO

Alguns aviões, principalmente os de pequeno porte, apresentam trens de pouso fixos, isto é, que permanecem baixados, quer no solo ou em vôo. O trem de pouso de mola é o tipo mais simples (ver figura 12.43). A estrutura desse trem é uma simples lâmina de aço flexível que, juntamente com o pneu, absorve o impacto do pouso. O amortecimento é bastante eficiente, porém o avião tende a saltar quando o pouso não é feito suavemente.

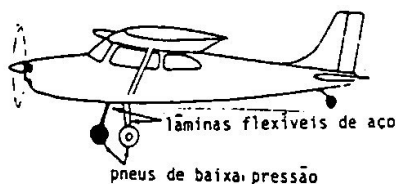


FIGURA 12.43 - Trem de pouso tipo mola.

Em outros aviões, a estrutura do trem de pouso é rígida e articulada, sendo o amortecimento realizado por meio de grossos aros de borracha, como ilustrado na figura 12.44.



FIGURA 12.44 - Trem de pouso com amortecimento através de anéis de borracha.

No pouso, o trem abre-se esticando os aros de borracha o qual absorve o impacto com o solo. Os amortecedores de borracha, que podem ter a forma de aros ou de discos, estão se tornando gradualmente obsoletos.

12.6.4 TREM DE POUSO MÓVEL

Os trens de pouso móveis são aqueles que podem ser recolhidos no interior da estrutura da aeronave quando em voo, evitando assim o arrasto provocado pelo fluxo de ar incidindo sobre eles. Podem ser classificados em dois tipos: trens de pouso retráteis e trens de pouso escamoteáveis.

a) TREM DE POUSO RETRÁTIL

O trem de pouso retrátil é aquele que, quando recolhido, fica aparecendo parte das rodas, não se escondendo totalmente, como ilustra a figura 12.45.

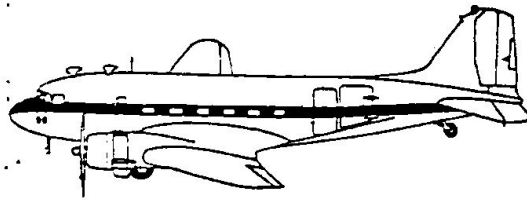


FIGURA 12.45 - Trem de pouso retrátil.

b) TREM DE POUSO ESCAMOTEÁVEL

O trem de pouso escamoteável é aquele que, quando recolhido, fica totalmente engastado dentro da estrutura da aeronave, não aparecendo qualquer vestígio do mesmo (ver figura 12.46).

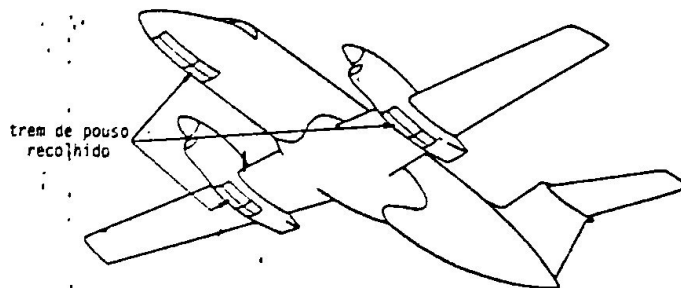


FIGURA 12.46 - Trem de pouso escamoteável.

Os trens de pouso retráteis e escamoteáveis possuem mecanismos que permitem a extensão e a retração das rodas mediante atuação de motores elétricos ou cilindros atuadores hidráulicos. O sistema é composto de travas de segurança para posição do trem recolhido e estendido, arriamento de emergência por gravidade e indicadores de posição do trem de pouso, variando de avião para avião. Normalmente os trens são travados em cima e em baixo por ação mecânica,

utilizando principalmente molas, e destravados por ação hidráulica. A figura 12.47 mostra um trem de pouso escamoteável em três posições diferentes.

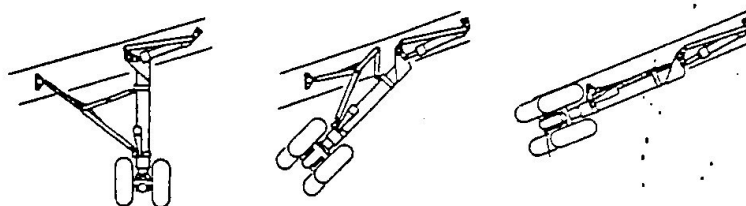


FIGURA 12.47 - Sequência de recolhimento de um trem de pouso.

12.6.5 CONJUNTO DAS RODAS

O conjunto das rodas tem a finalidade de permitir a rolagem do avião sobre o solo e sua frenagem. As suas partes principais são o pneu, a roda e o freio.

a) PNEU

Os pneus usados em aviação são semelhantes aos usados nos automóveis, porém, são mais reforçados. O pneu do avião é um dos mais fortes e resistentes pneumáticos já fabricados. Ele é feito para suportar altas velocidades e pesadíssimas cargas estáticas e dinâmicas. Por exemplo, cada pneu do trem de pouso principal de um avião quadrimotor é requisitado a suportar velocidades de até 450 quilômetros por hora, tanto quanto cargas estáticas e dinâmicas de 22 a 23 toneladas.

Os pneus podem ser do tipo dotado com câmara de ar ou sem câmara, e para funcionarem eficientemente devem estar calibrados com a pressão recomendada pelo fabricante.

Dissecando um pneu de avião, você encontrará várias camadas de diversos materiais que compõem a sua estrutura, como ilustrado na figura 12.48.

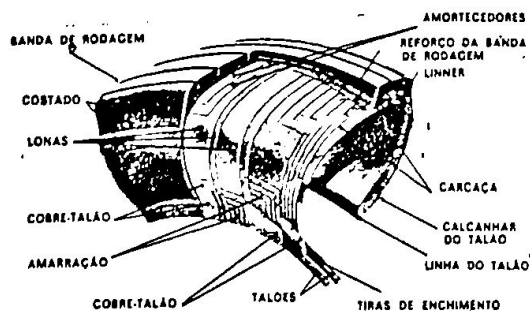


FIGURA 12.48 - Anatomia de um pneu.

Há primeira vista pode parecer estranho, mas o pneu quando gastos são retirados e recouchutados, para serem

reutilizados: o processo de recauchutagem utilizado é altamente seguro e eficiente, sendo o pneu recauchutado tão seguro e resistente quanto um novo. A recauchutagem só não é realizada quando o pneu é solicitado a esforços anormais durante o pouso ou a decolagem, havendo um controle muito rigoroso. Mesmo que uma inspeção visual não revele problemas, os pneus podem ter sofrido danos internos, o que resultará numa falha prematura e, portanto estes são condenados.

b) RODA

As rodas são confeccionadas de liga de alumínio e dotadas de alojamento para o conjunto de freio. Para facilitar sua desmontagem e montagem no pneu, o cubo da roda é dividido em duas partes (ver figura 12.49).

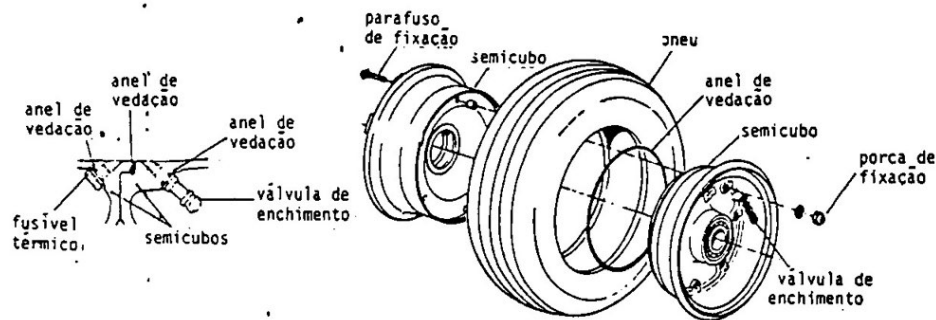


FIGURA 12.49 - Conjunto da roda.

Quando o pneu é do tipo sem câmara, existe no cubo da roda uma válvula de enchimento. Alguns cubos são equipados com fusíveis (geralmente em número de três em cada um), os quais tem a finalidade de esvaziar lentamente o pneu, caso haja superaquecimento, o que pode ocorrer quando no uso demasiado dos freios.

c) FREIO

Existem dois tipos principais de freios: o freio a tambor e o freio a disco.

O freio a tambor, ilustrado na figura 12.50, é constituído por um tambor (de formato semelhante a uma panela) que gira junto com a roda. Quando o freio é aplicado, duas sapatas ou lonas atiram-se contra o lado interno do tambor, provocando a frenagem da roda.

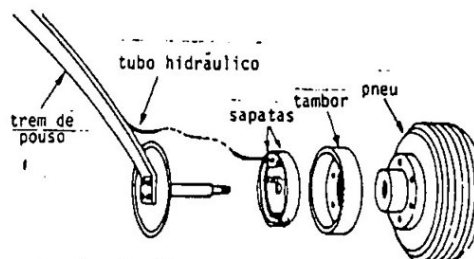


FIGURA 12.50 - Conjunto de freio a tambor.

Como pode ser observado através da figura 12.51, o mecanismo do freio a tambor é relativamente simples. Quando ele se encontra em repouso, uma mola não permite que as sapatas encostem no tambor; quando o piloto aplica os freios, o fluido hidráulico é pressionado através de um tubo, fazendo o cilindro do freio comprimir as sapatas contra as paredes do tambor.

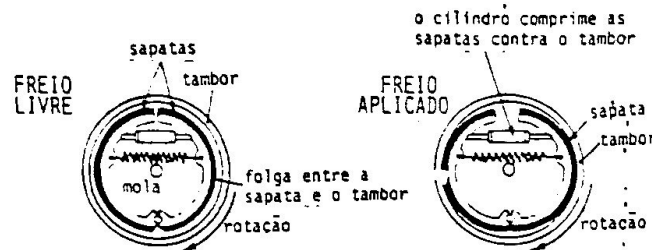


FIGURA 12.51 - Funcionamento do freio a tambor.

O freio a disco ilustrado na figura 12.52 é constituído por um disco que é preso ao cubo, girando juntamente com a rodá.

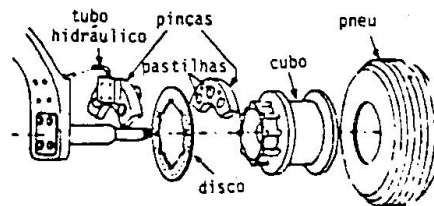


FIGURA 12.52 - Conjunto de freio a disco.

Como podemos verificar pela figura 12.53, quando o piloto aciona os freios, o fluido hidráulico faz com que as pastilhas, que ficam em ambos os lados do disco, façam pressão sobre este, provocando a frenagem da rodá.

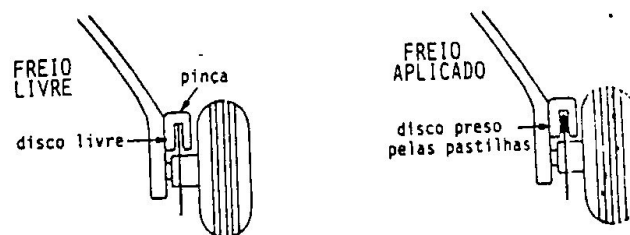


FIGURA 12.53 - Funcionamento do freio a disco.

O disco de freio possui pequenos orifícios e fendas que permitem a dilatação da mesma e a dissipação do calor causado pelo aquecimento no uso dos freios.

O sistema "de freio das rodas principais tal como a de um avião como o Xingú, compreende dois circuitos, como ilustrado esquematicamente na figura 12.54: o normal e o de emergência/estacionamento.

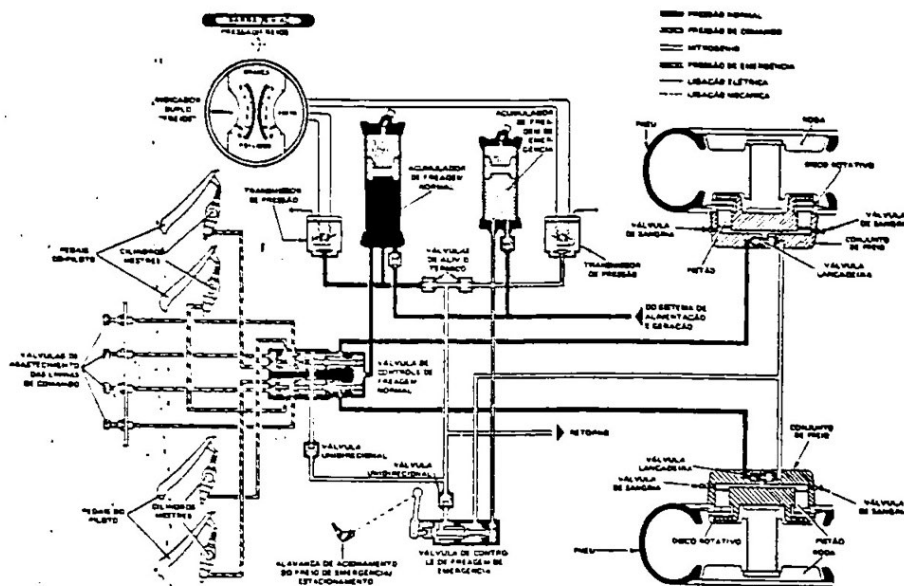
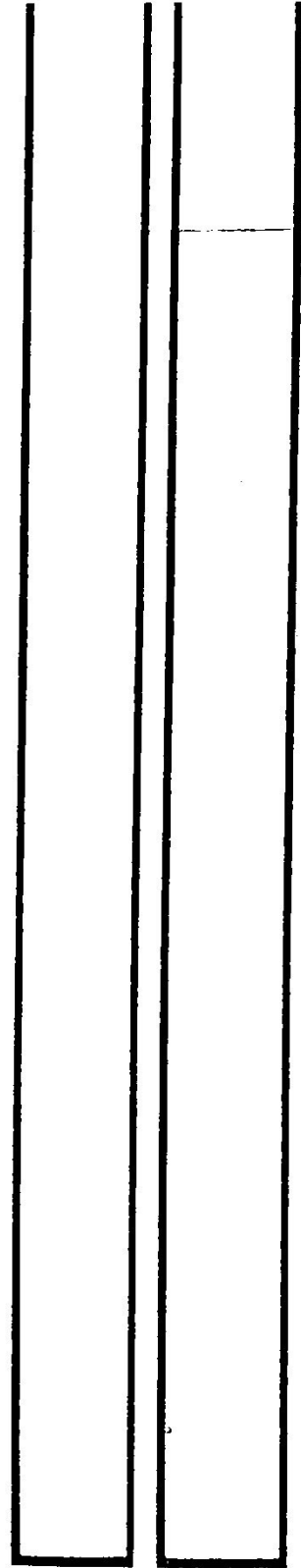


FIGURA 12.54 - Sistema de freios do avião "Xingú".

Os dois circuitos operam com a energia hidráulica fornecida pelo sistema de alimentação e geração, que será visto no capítulo posterior. O circuito do freio normal é comandado hidráulicamente pelos cilindros mestres colocados sob os pedais de comando do leme de direção. O circuito de emergência/estacionamento é comandado mecanicamente por uma alavanca. Os freios recebem pressão dos circuitos normal e de emergência, através de linhas independentes que ficam isoladas entre si por meio da válvula de prioridade, instalada no conjunto do freio.

Alguns tipos de aviões como o Brasília e o CBA-123 "Vector" possuem um sistema anti-derrapante denominado Anti-Skid, que permite o giro das rodas caso os freios sejam demasiadamente aplicados. Este sistema permite a drenagem do óleo dos cilindros atuadores dos freios, fazendo com que a roda freiada seja liberada parcialmente caso esta trave (derrapagem).



CAPITULO 13

13 SISTEMAS

13.1 INTRODUÇÃO

Sistema é o nome dado a um conjunto de equipamentos que ou são interligados entre si ou têm uma função comum. Os aviões apresentam vários sistemas, uns mais importantes que outros e que são responsáveis ou pelo controle e orientação da aeronave no ar e no solo, ou pelo conforto e apoio interno à tripulação.

Neste capítulo iremos apresentar em linhas gerais os sistemas principais de um avião.

13.2 INSTRUMENTOS

Dada a limitação dos órgãos dos sentidos humanos em perceber com precisão as múltiplas e variadas condições, tanto do meio físico como em lidar com os complicados mecanismos que equipam um avião moderno, tornou-se indispensável que tal deficiência fosse suprimida por algo que medisse e indicasse com precisão certas grandezas físicas. Daí o aparecimento de determinados instrumentos que, instalados a bordo dos aviões, não só garantem uma indicação precisa, mas através de utilização criteriosa, asseguram maior segurança do avião e economia de seus numerosos equipamentos e proporcionando a realização de vôos mesmo em condições atmosféricas adversas.

A maioria dos instrumentos está instalado no painel de instrumentos localizado na cabine de comando do avião, onde a tripulação pode visualizá-los. A figura 13.1 mostra o painel de instrumentos do avião Bandeirante.

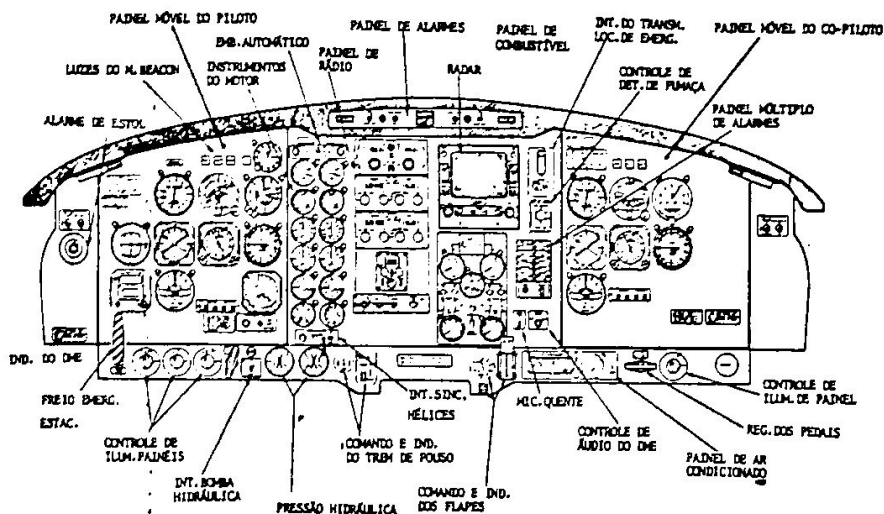


FIGURA 13.1 - Painel de instrumentos do avião Bandeirante.

Os instrumentos foram agrupados, por analogia de função ou pelo sistema a que pertencem, da seguinte forma:

- instrumentos de vôo,
- instrumentos de navegação,
- instrumentos do motor e
- instrumentos diversos.

13.2.1 INSTRUMENTOS DE VÔO

Os instrumentos de vôo fornecem ao piloto as condições necessárias para o controle do avião durante o vôo. Este grupo é constituído pelos seguintes instrumentos: velocímetro, altímetro, indicador de razão de subida, indicador de atitude e indicador de curva e inclinação.

a) SISTEMA PITOT/ESTÁTICO

O velocímetro, o altímetro e o indicador de razão de subida fazem parte de um sistema chamado de Sistema Pitot/Estático ou Sistema Anemométrico. Existem dois tipos de configuração deste sistema. Um deles é o representado esquematicamente na figura 13.2 e é composto, além dos instrumentos citados, por duas tomadas de pressão estática e um tubo de Pitot. As tomadas de pressão estática têm a função de captar a pressão estática e o tubo de Pitot tem a função de captar a pressão de impacto do fluxo de ar relativo, respectivamente. Estas tomadas de pressão são instaladas na superfície externa dos aviões: o tubo de Pitot geralmente é fixado na fuselagem ou na asa dos aviões e as tomadas de pressão estática geralmente na fuselagem.

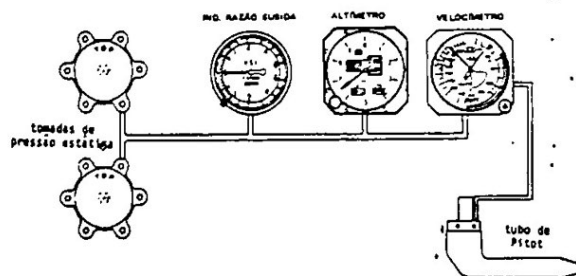


FIGURA 13.2 - Sistema anemométrico com tomadas de pressão estática e pressão total separadas.

Dutos interligam as tomadas estáticas e o tubo de Pitot aos instrumentos de vôo: as tubulações que se comunicam com o tubo de Pitot recebem o nome de linha de pressão total e as que se comunicam com as tomadas de pressão estática, de linha de pressão estática. O velocímetro é interligado ao tubo de Pitot e as tomadas de pressão estática, enquanto que o altímetro e o indicador de razão de subida são interligados somente às tomadas de pressão estática.

A outra configuração do sistema de Pitot/Estático, a qual é representada esquematicamente na figura 13.3, apresenta o tubo de Pitot com tomadas de pressão estático incorporadas (tubo de Pitot estático).

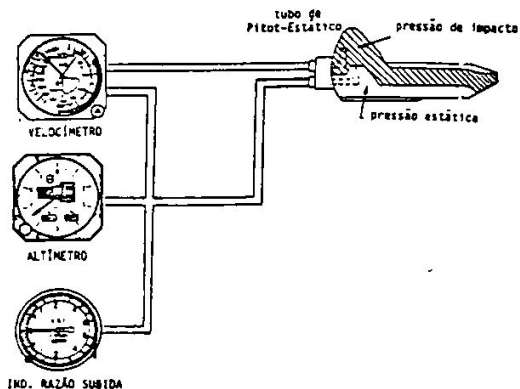


FIGURA 13.3 - Sistema anemométrico com tubo de Pitot-Estático.

Os aviões geralmente apresentam o sistema anemométrico em duplicata, sendo um conjunto de instrumentos (composto por um velocímetro, um altímetro e um indicador de razão de subida) localizado no painel do piloto e outro conjunto no painel do co-piloto (ver figura 13.4).

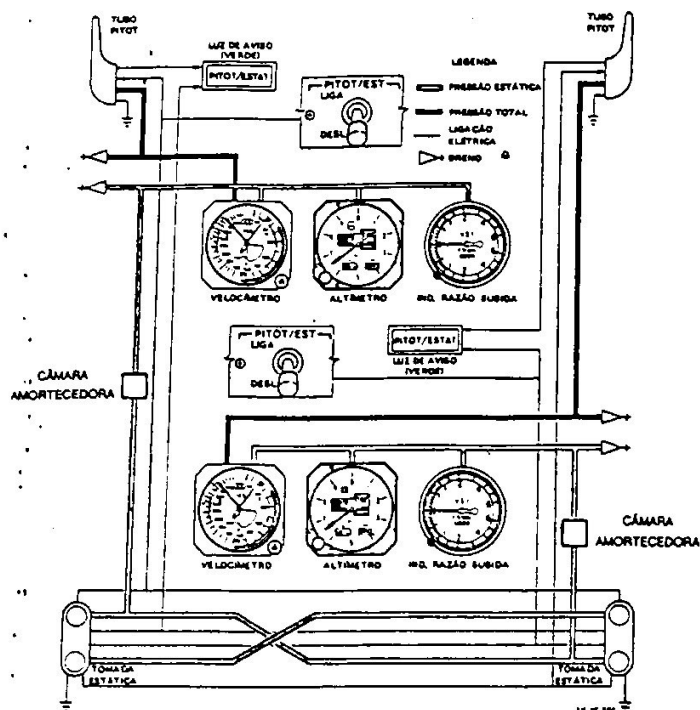


FIGURA 13.4 - Redundância do sistema anemométrico.

Tal redundância prima pela segurança, garantindo que haja um acompanhamento das condições de vôo tanto por parte do piloto como do co-piloto e a garantia de uma alternativa de referência caso ocorra pane num dos conjuntos.

1. Velocímetro

O velocímetro é o instrumento que indica a velocidade do fluxo de ar, isto é, a velocidade com que o avião se desloca através do ar. Ele é um instrumento anemométrico que trabalha com a diferença entre a pressão de impacto e a pressão estática captadas pelo tubo de Pitot- Estático ou pelo tubo de Pitot e pelas tomadas de pressão estática respectivamente. O velocímetro pode ser de vários tipos porém o mais usado em aeronaves é mostrado esquematicamente na figura 13.5, onde podemos observar suas partes componentes.

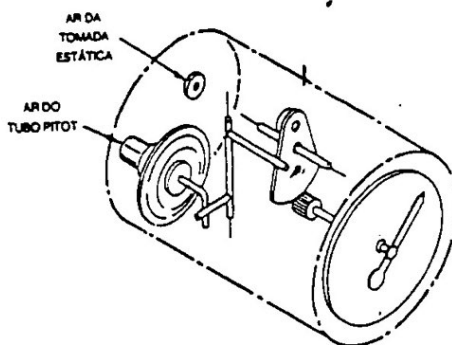


FIGURA 13.5 - Velocímetro.

Basicamente este velocímetro é composto por uma caixa hermeticamente fechada, uma cápsula aneróide, um ponteiro, um mostrador com escala graduada e um mecanismo que transmite o movimento da cápsula aneróide ao ponteiro.

A cápsula aneróide (ver figura 13.6) é essencialmente o elemento que está presente em todos os instrumentos anemométricos do avião. Ela é uma câmara geralmente metálica e que apresenta a propriedade de se expandir ou se contrair quando a pressão no seu interior é maior ou menor que no seu exterior respectivamente.

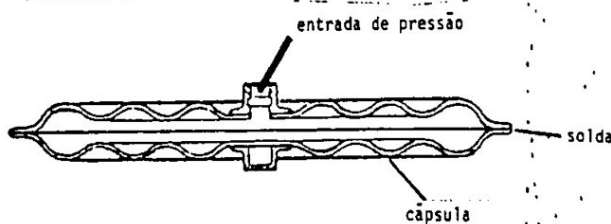


FIGURA 13.6 - Cápsula aneróide.

O princípio de funcionamento do velocímetro mostrado na figura 13.5 é o seguinte. A pressão estática é transmitida ao interior da caixa hermeticamente fechada, enquanto que a pressão de impacto é levada ao interior da capsula aneróide. Como sabemos a pressão de impacto é a soma da pressão dinâmica e a pressão estática do fluxo de ar relativo. Portanto haverá uma dilatação da capsula aneróide devido a pressão de impacto ser maior que a pressão estática; esta diferença é a pressão dinâmica. Como a pressão dinâmica está intimamente relacionada com a velocidade do fluxo de ar, esta dilatação é transmitida pelo mecanismo de transmissão para o ponteiro que indica, numa escala apropriada, a velocidade deste fluxo, ou seja, a velocidade da aeronave.

2. Altímetro

O altímetro é o instrumento que possibilita a medição da altitude de vôo do avião. Como sabemos, a pressão atmosférica diminui a medida que a altitude aumenta. O altímetro é um instrumento anemométrico sensível à variação de pressão atmosférica com a altitude. A princípio, o altímetro é um instrumento muito semelhante ao velocímetro, como pode ser observado comparando-se a figura 13.7 com a figura 13.5.

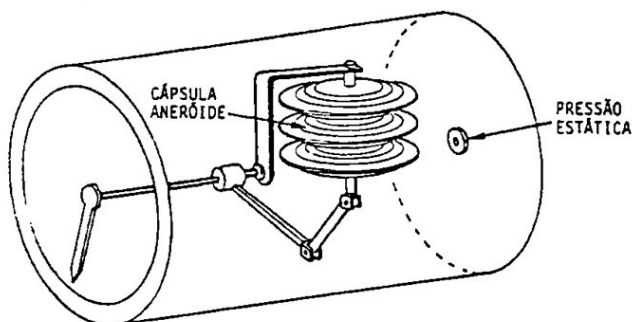


FIGURA 13.7 - Altímetro.

A diferença reside no fato de que no altímetro a caixa hermeticamente fechada recebe em seu interior a pressão vinda das tomadas de pressão estática, e que na capsula aneróide a pressão do ar no seu interior é constante e igual à pressão atmosférica padrão ao nível do mar. À medida que a aeronave sobe, a pressão no interior da caixa hermética vai se tornando cada vez menor e, em consequência, a capsula aneróide vai se expandindo. O movimento de expansão da capsula é transmitido para o ponteiro que indica numa escala localizada no mostrador do instrumento a altitude do avião.

A figura 13.8(a) ilustra um altímetro com três ponteiros: um ponteiro faz um volta completa a cada 1.000 pés de altitude, outro a cada 10.000 pés e o

ponteiro menor, ou marcador, completa uma volta a 100.000 pés, se o instrumento atingir tal altitude. O altímetro de três ponteiros é relativamente fácil de ser mal interpretado, porque o ponteiro menor é facilmente encoberto pelos outros dois. Por isso os modelos mais recentes de altímetros substituíram o pequeno ponteiro por um marcador e um setor listrado, que desaparece por trás de uma cobertura numa determinada altitude (ver figura 13.8(b)).

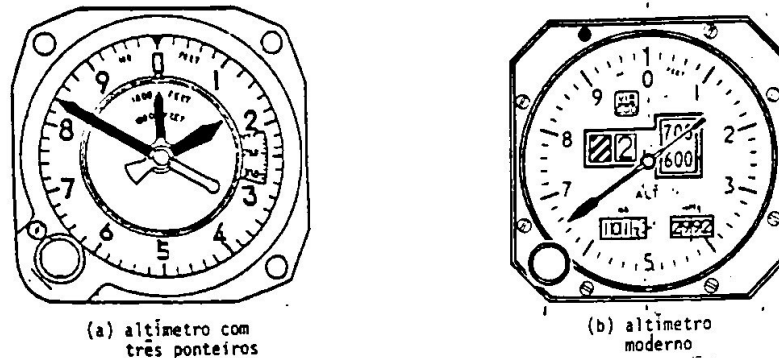


FIGURA 13.8 - Tipos de altímetro.

Existem também altímetros codificadores os quais transferem as informações de altitude ao transponder, que as transmite para as estações de terra, como será visto mais adiante.

3. Indicador de Razão de Subida

Este instrumento é também conhecido pelos seguintes nomes: indicador de velocidade vertical; indicador de razão de subida e descida; indicador de regime ascensional; variômetro e climb. Assim como o altímetro, este instrumento está baseado no princípio de que "à medida que a altitude aumenta, a pressão atmosférica diminui".

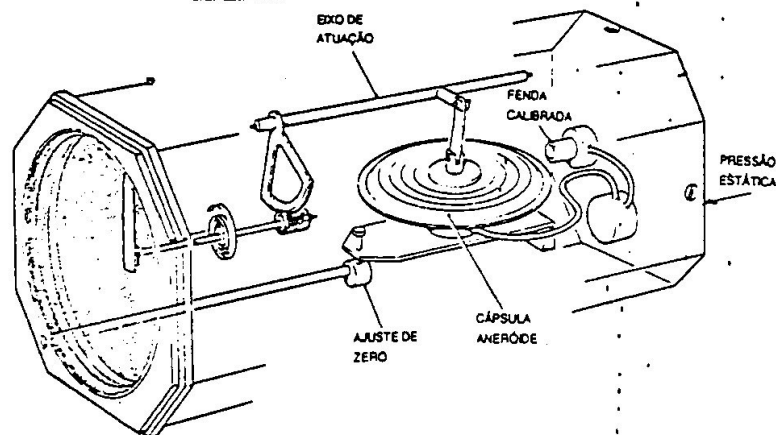
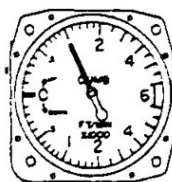


FIGURA 13.9 - Indicador de razão de subida.

A figura 13.9 mostra um indicador de razão de subida e seus componentes básicos.

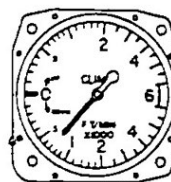
O instrumento consiste essencialmente de um restritor de fluxo calibrado, uma cápsula aneróide e um mecanismo que transmite os movimentos da cápsula para um ponteiro que percorre uma escala apropriada. A caixa hermética está conectada à linha de pressão estática, o que proporciona que a pressão no seu interior seja sempre igual à pressão atmosférica local. A cápsula está encerrada no interior da caixa hermética e também está conectada à linha de pressão estática, porém um restritor de fluxo calibrado provoca um retardo na variação da pressão no interior da cápsula aneróide em relação à pressão no interior da caixa hermética. Consequentemente, aparece uma diferença entre as pressões no interior e no exterior da cápsula aneróide quando a aeronave está realizando um vôo ascendente ou descendente.

A medida que o avião ganha altitude, a pressão dentro da caixa hermética vai diminuindo e a pressão no interior da cápsula também vai diminuindo, porém a uma razão menor que a da caixa, devido ao restritor de fluxo. Como resultado a cápsula se expande, fazendo com que o ponteiro indique a condição de subida "UP" (ver figura 13.10(a)).



aeronave subindo

(a)



aeronave descendo

(b)

FIGURA 13.10 - Indicações do indicador de razão de subida.

A figura 13.10(b) ilustra a condição de descida. A pressão no interior da cápsula aumenta a uma razão menor do que no seu exterior. Como consequência, a cápsula se contrai, fazendo o ponteiro indicar a condição de descida "DN" (DOWN).

A escala deste instrumento está dividida em pés por minuto (ft/min).

b) INDICADOR DE ATITUDE

O indicador de atitude é um instrumento que dá uma referência da posição do avião em relação à superfície da Terra e é conhecido por vários nomes: indicador de vôo, giro vertical, horizonte artificial, indicador de horizonte, e indicador de atitude.

A confusão causada pelo efeito de acelerações e desacelerações sobre o piloto foi a causa primordial da investigação e construção deste instrumento. Ao voar

dentro de nevoeiro, escuridão ou mesmo em alturas elevadas, o piloto não tem como se inteirar das inclinações feitas pelo avião e é evidente que necessita de um instrumento que lhe informe a atitude de vôo. O indicador de atitude fornece ao piloto informações relativas à atitude assumida pela aeronave em relação aos eixos referenciais e indica apenas os movimentos rotacionais de rolamento e arfagem.

O mecanismo deste instrumento consiste de um pequeno conjunto de rotor giroscópico, colocado de modo que o eixo do rotor fique na vertical. O giroscópio ou giro é um mecanismo constituído por uma massa girando em alta velocidade, usualmente um disco fixo a um eixo, que possui a tendência de manter invariável a orientação do seu eixo de rotação, como indicado, na figura 13.11.

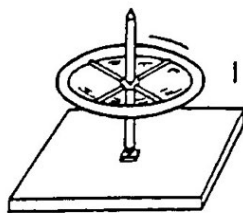


FIGURA 13.11 - Giroscópio.

Num avião, se o eixo do rotor do giroscópio estiver direcionado na vertical e se não houver qualquer restrição ao seu movimento, este permanecerá nesta direção mesmo que a aeronave execute um movimento de rolamento (ver figura 13.12) ou de arfagem (ver figura 13.13). O indicador de atitude aproveita-se essencialmente disto.



FIGURA 13.12 - Comportamento do giroscópio com relação ao movimento de rolamento de um avião.

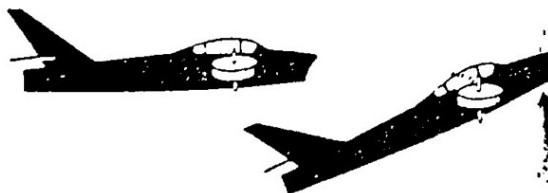


FIGURA 13.13 - Comportamento do giroscópio com relação ao movimento de arfagem de um avião.

A figura 13.14 mostra os elementos internos de um indicador de atitude movido a ar. Note que o rotor é forçado a girar devido a um jato de ar comprimido injetado tangencialmente ao diâmetro do rotor que possui pequenas saliências. O eixo de rotação do rotor é suspenso por um sistema de anéis de fixação que possibilita ao giroscópio mover-se livremente em qualquer direção.

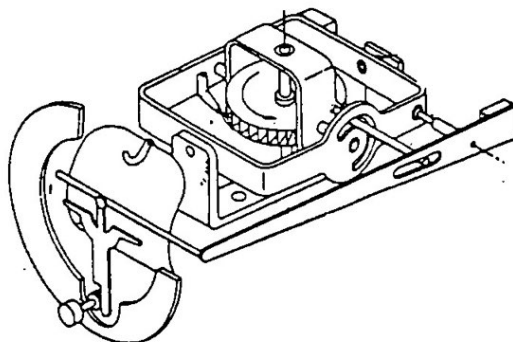


FIGURA 13.14 - Indicador de atitude movido a ar.

Existem também indicadores de atitude elétricos como o que está mostrado na figura 13.15. Onde o rotor do giroscópio é acionado por um motor elétrico.

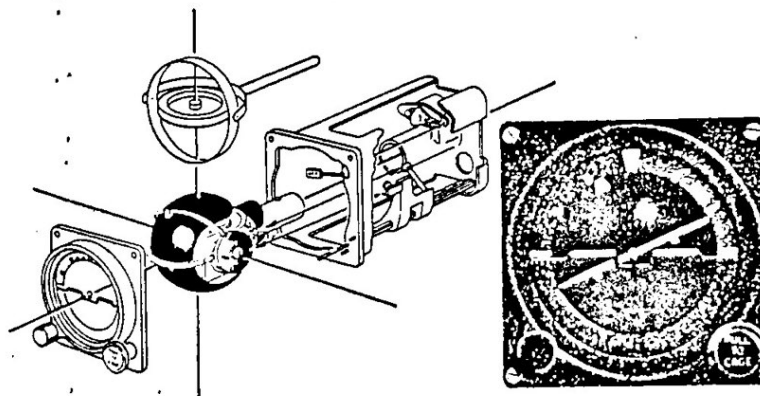


FIGURA 13.15 - Indicador de atitude elétrica.

As pequenas asas fixas no painel do instrumento representam o avião e movem-se junto com ele, pois o indicador de atitude se encontra fixo no painel do avião. Quando o avião realiza algum movimento de rolamento e/ou

arfagem, o movimento relativo do rotor, que mantém invariável seu eixo de rotação em relação a carcaça do instrumento, ativa a barra horizontal que representa o horizonte artificial, indicando a atitude do avião conforme ilustrado nas figuras 13.16.

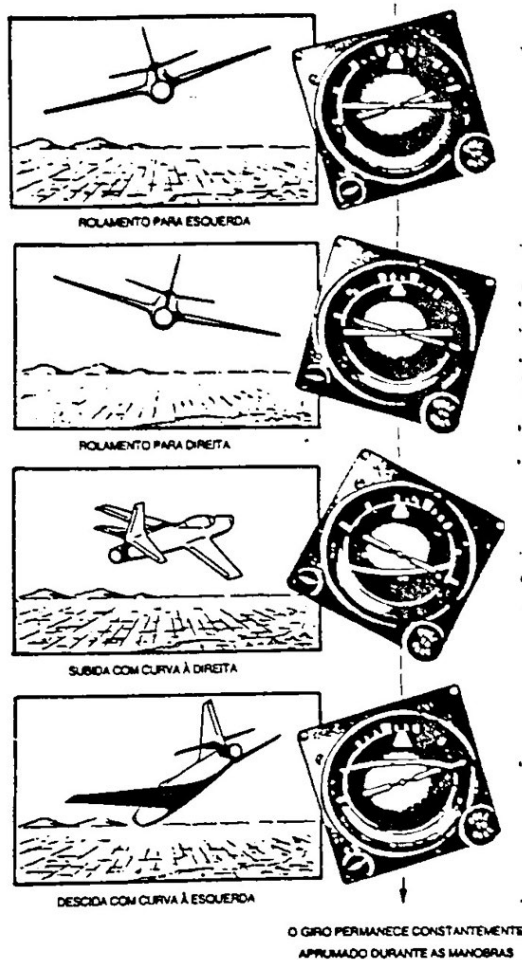


FIGURA 13.16 - Indicações do indicador de atitude.

c) INDICADOR DE CURVA E INCLINAÇÃO

O indicador de curva e inclinação é basicamente uma combinação de dois instrumentos: um indicador de curva e um indicador de inclinação. Consiste, na realidade, de dois instrumentos independentes montados numa mesma caixa, pois o piloto faz uso deles conjuntamente quando necessita realizar uma curva. A figura 13.17 mostra este instrumento e seus componentes básicos.

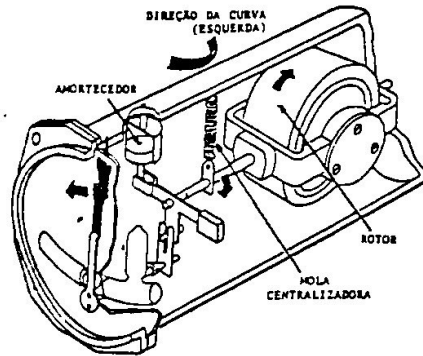


FIGURA 13.17 - Indicador de curva e inclinação.

O ponteiro juntamente com o conjunto giroscópico que o aciona constitui o indicador de curva. O tubo de vidro curvado com uma bola dentro é o indicador de inclinação. O indicador de curva utiliza a característica do giroscópio de manter invariável a direção do seu eixo de rotação e a característica de precessão. A precessão constitui-se no seguinte: quando um giroscópio tem seu eixo de rotação mudado devido a aplicação de uma força, este responde a esta mudança girando sobre um plano perpendicular à direção de mudança do eixo de rotação do rotor. Tal fenômeno pode ser entendido através da visualização da figura 13.18: se girarmos a mão no sentido indicado, o rotor reagirá girando num plano perpendicular ao do movimento da mão.

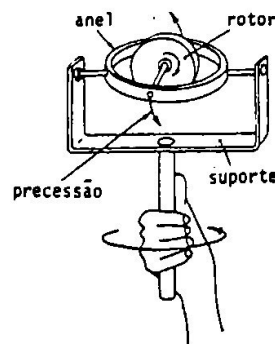


FIGURA 13.18 - Precessão.

Enquanto o avião estiver em vôo horizontal em linha reta, o rotor do giroscópio permanecerá na horizontal. Quando o avião se inclina e realiza uma curva, o giroscópio também se inclina, tanto para manter a direção de seu eixo de rotação como devido a precessão. O lado da inclinação do giroscópio depende da direção da curva. Se o avião faz

uma curva para a direita, o giroscópio inclina-se para a esquerda, se a curva é para a esquerda, o giroscópio inclina-se para a direita. Um sistema de articulação transmite este movimento relativo do giroscópio ao ponteiro o qual se inclina indicando ao piloto a rapidez com que o avião faz a curva: quanto maior a inclinação do ponteiro, maior é a velocidade da curva realizada pelo avião.

Quando o giroscópio se inclina, atua contra a tensão da mola centralizadora (ver figura 13.17). A tensão desta mola é ajustada de maneira que a quantidade de desvio do ponteiro seja exatamente proporcional ao regime da curva. Esta mola também devolve o giroscópio à posição neutra tão logo o avião volte à condição de vôo em linha reta e horizontal. O amortecedor mostrado na figura 13.17 é utilizado para controlar as oscilações do conjunto giroscópico.

O indicador de inclinação ou inclinômetro é utilizado para saber se o avião está glissando ou derrapando lateralmente durante uma curva e também para saber se o avião está na posição horizontal. O tubo de vidro do inclinômetro está quase cheio de um líquido claro, geralmente querosene, que serve para amortecer o movimento da bola.

Durante uma curva inclinada para o lado esquerdo por exemplo, as forças de gravidade e centrífuga atuam sobre a bola ao mesmo tempo. Se o avião é inclinado na quantidade certa, realizando uma curva coordenada, ambas as forças que atuam sobre a bola são iguais e esta permanece no centro do tubo (ver figura 13.19 (a)). Se o inclinação é excessiva, a gravidade predomina sobre a força centrífuga e a bola desloca-se para o lado da glissada (ver figura 13.19(b)). Se a inclinação é insuficiente, a força centrífuga predomina sobre a gravidade e a bola desloca-se para o lado da derrapagem (ver figura 13.19(c)).



FIGURA 13.19 - Indicações do indicador de curva, derrapagem e glissada.

13.2.2 INSTRUMENTOS DE NAVEGAÇÃO

Os instrumentos de navegação fornecem as informações e os recursos para a navegação e orientação durante o voo e compreendem basicamente os seguintes instrumentos: o indicador de curso, o indicador radiomagnético (RMI), o giro direcional e a bússola magnética.

a) BÚSSOLA MAGNÉTICA

A bússola magnética é um instrumento que tem a função de indicar ao piloto a orientação do avião com relação a direção do norte magnético da Terra.

b) GIRO DIRECIONAL

O giro direcional é um instrumento que tem a mesma função da bússola magnética, mantendo uma referência direcional constante, porém utilizando para suas indicações o princípio giroscópico da invariabilidade da direção de rotação de um rotor. O giro direcional oferece uma orientação mais precisa que a bússola magnética e faz parte de um sistema chamado sistema giro direcional. O princípio de funcionamento deste sistema não será explicado por não se enquadrar no escopo deste curso.

O indicador de curso e o indicador radiomagnético (RMI) serão estudados na parte relacionada ao sistema de radionavegação.

13.2.3 INSTRUMENTOS DO MOTOR

Os instrumentos do motor fornecem diretamente indicações de temperatura, rotação, pressão etc., das condições de funcionamento do mesmo. Estas condições devem ser monitoradas para o controle do desempenho do motor. Apenas citaremos os instrumentos principais do motor de um avião que são:

- indicadores de temperatura,
- indicador de torque (no caso de aviões a hélice),
- indicador de temperatura de óleo,
- indicador de pressão de óleo e
- indicador de rotação!

13.2.4 INSTRUMENTOS DIVERSOS

O grupo de instrumentos diversos é composto por aqueles cuja função no avião é avulsa, não pertencendo a nenhum dos sistemas principais que englobam as operações fundamentais de voo, navegação e desempenho mecânico do motor. Dentre eles podemos citar: manômetros de oxigênio (sistema de oxigênio), indicador de temperatura da cabine, indicadores de pressão hidráulica (sistema hidráulico), relógio, indicador de pressão da cabine, etc.

13.3 SISTEMA DE RADIOCOMUNICAÇÃO E RADIONAVEGAÇÃO

13.3.1 INTRODUÇÃO

Os sistemas de radiocomunicação e radionavegação fornecem os recursos necessários para a comunicação de uma aeronave com outras ou com estações de terra, e para orientação e auxílio de navegação em rota ou de descida por instrumentos; compreende também um sistema de radar meteorológico. Todos os controles desses sistemas estão geralmente situados na parte central do painel principal de instrumentos na cabine de comando dos aviões. Estes sistemas são basicamente:

- sistema de comunicação HF
- sistema de comunicação VHF
- sistema ADF
- sistema de navegação VOR
- sistema de aterragem por instrumentos ILS
- sistema DME (Equipamento Medidor de Distância)
- sistema transponder
- sistema radar meteorológico

Como todos estes sistemas funcionam a partir de recepção e transmissão de ondas de rádio, todos eles possuem suas antenas correspondentes e, portanto é interessante sabermos localizar estas antenas, as quais se encontram fixadas na superfície externa do avião. A localização destas antenas não muda muito de uma aeronave para outra, por isso vamos identificá-las na figura 13.20 que mostra o avião Bandeirante com suas antenas.

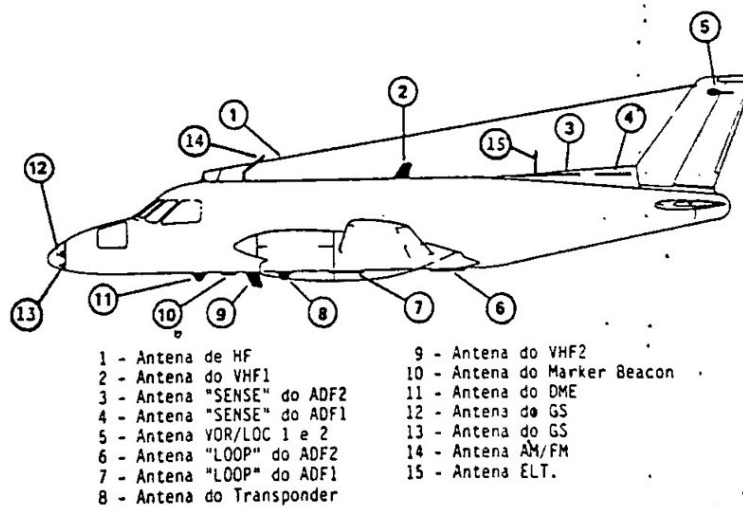


FIGURA 13.20 - O avião Bandeirante e suas antenas.

13.3.2 SISTEMA DE COMUNICAÇÃO HF

O sistema de HF é um transceptor, isto é, um receptor e transmissor que permite a comunicação da tripulação de uma aeronave com outras aeronaves ou com estações em terra situados a longa distância, através de sinais de rádio modulados em AM (Amplitude Modulation) ou em SSB (Single Side Band).

13.3.3 SISTEMA DE COMUNICAÇÃO VHF

O sistema de rádio VHF permite a comunicação em fonia entre aviões em voo e entre o avião e estações em terra. O sistema de VHF abrange a faixa de frequência de 118,00 a 135,95 MHz separados em intervalos de 50 KHz. Os aviões possuem dois sistemas de VHF idênticos, cada um sendo constituído por um transceptor (receptor e transmissor) de VHF, um painel de controle e uma antena de VHF.

O painel de controle é onde se seleciona, através dos botões apropriados, a frequência que se deseja utilizar e que é mostrada numa janela indicadora de frequência. A figura 13.21 mostra o painel de controle 313N-2, utilizado no avião Bandeirante.

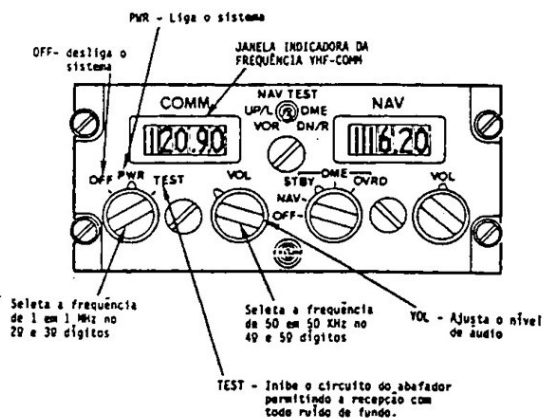


FIGURA 13.21 - Painel de controle VHF (comunicação) 313N-2.

Note que este painel possui duas janelas indicadoras de frequência: a janela "COMM", que mostra a frequência selecionada para comunicação, e a janela "NAV", que mostra a frequência selecionada para navegação.

Os botões sob cada janela são utilizados para selecionar as frequências desejadas. A parte "NAV" do painel está relacionada com o controle do sistema VOR que será apresentado mais adiante.

13.3.4 SISTEMA ADF

O sistema ADF dos aviões de hoje em dia compõem-se de dois receptores de rádio iguais e independentes denominados ADF1 e ADF2. Cada receptor opera na faixa de 190 a 1750 KHz com espaçamento de 0,5 KHz e são usados nas seguintes funções:

- como radiogoniômetro indicando ao piloto a orientação do avião com relação a estação emissora de rádio em terra, a qual foi sintonizada;
- como receptores auditivos de navegação, podendo ser utilizados para obter dados de navegação das estações de rádio apropriadas;
- como receptores convencionais, permitindo a recepção auditiva de sinais transmitidos dentro de sua faixa de frequências.

As informações do sistema ADF são apresentadas geralmente em dois indicadores radiomagnéticos (RMI's): um localizado no painel do piloto e o outro no painel do co-piloto. A figura 13.22 mostra um indicador radiomagnético 332C-10 Collins.

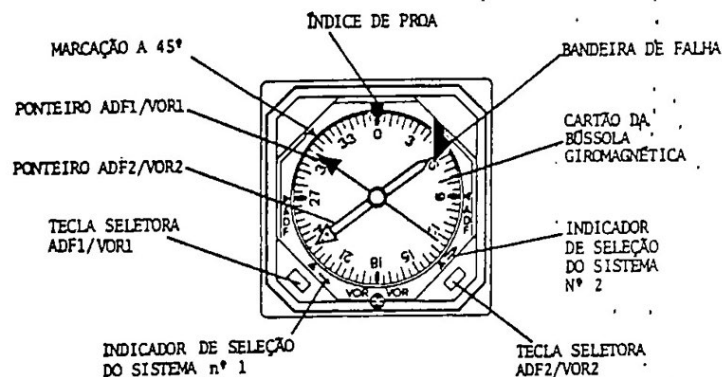


FIGURA 13.22 - Indicador radiomagnético RMI-332C-10.

Cada indicador radiomagnético apresenta dois ponteiros, os quais apontam para as estações de rádio sintonizadas: o ponteiro de barra simples aponta para a estação sintonizada no ADF 1 e o ponteiro de barra dupla para a estação sintonizada no ADF 2. Juntamente com os ponteiros, os RMI's possuem no mostrador um limbo móvel que está sempre alinhado com o eixo magnético da Terra. Um triângulo fixo no topo do mostrador é a referência da proa do avião, indicando no limbo a direção geográfica para onde o avião está se movendo. A indicação dos ponteiros sobre o limbo também fornece o rumo das estações sintonizadas no ADF1 e ADF2 (ver figura 13.23).

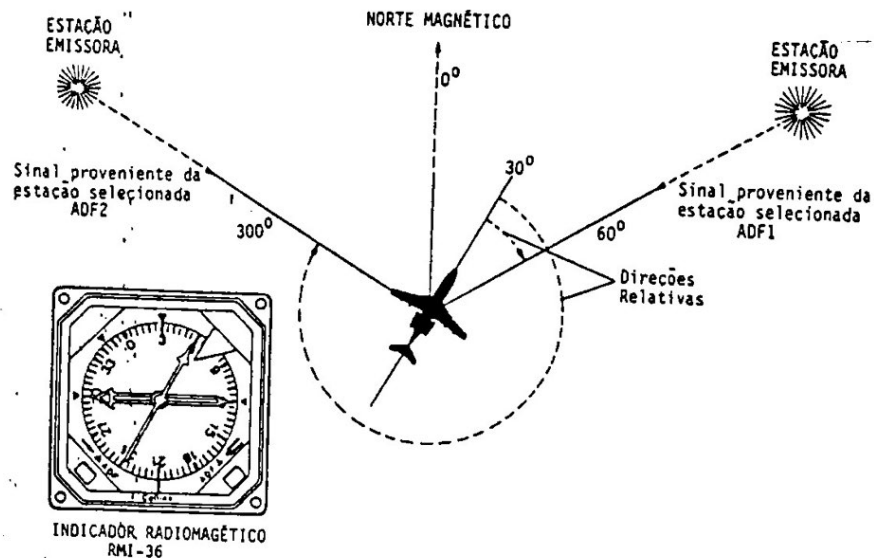


FIGURA 13.23 - Princípio de funcionamento do sistema ADF.

O indicador radiomagnético 332C-10 Collins também pode indicar o rumo de estações de VOR (o sistema VOR será apresentado mais adiante) mudando-se a seleção para recepção de VOR1 e VOR2 através das teclas seletoras 1 e 2 mostradas na figura 13.23 respectivamente.

Quando se deseja seguir para uma estação sintonizada deve-se controlar o avião de modo a fazer o ponteiro representativo desta estação coincidir com o triângulo fixo no topo do mostrador do RMI. A seleção das estações ADF1 e ADF2 é realizada no painel de controle ADF por meio dos botões de sintonia (ver figura 13.24, que mostra o painel de controle ADF-614L-13 Collins).

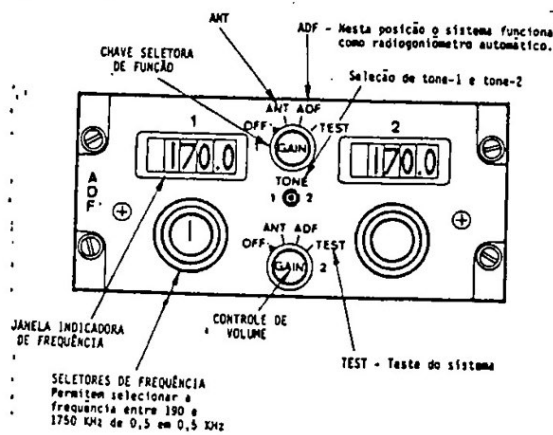


FIGURA 13.24 - Painel de controle ADF-614L-13.

Cada sistema ADF possui duas antenas para recepção dos sinais de rádio: a antena "LOOP" e a antena "SENSE" (ver localização destas antenas na figura 13.20).

13.3.5 SISTEMA DE NAVEGAÇÃO VOR

O sistema de navegação VOR fornece orientação de navegação em rota para as aeronaves através de estações de rádio em terra apropriadas. Estas estações operam na faixa de frequência de VHF entre 108,00 a 117,95 MHz e são auto-identificadas pela transmissão de um grupo de três letras em código morse ou, em alguns casos, por modulação de voz.

As estações VOR produzem um número infinito de cursos que podemos imaginar irradiando da estação como os raios de uma roda de bicicleta irradiam do respectivo cubo. Estes cursos são conhecidos por radiais e identificam-se pelos respectivos valores magnéticos ou rumos magnéticos medidos a partir da estação e orientados de acordo com o esquema da figura 13.25.

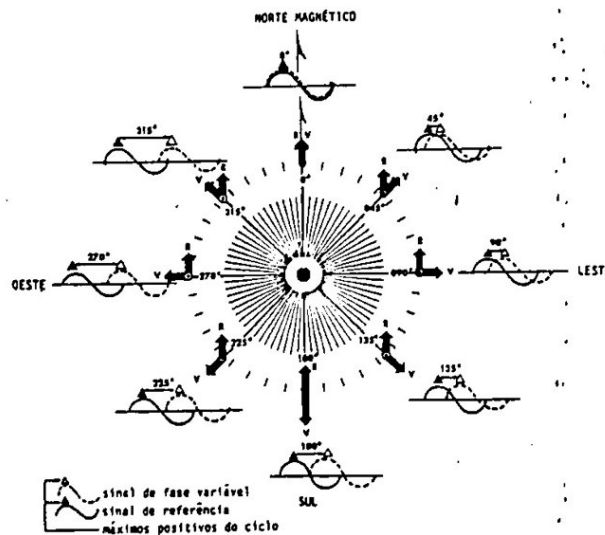


FIGURA 13.25 - Radiais de uma estação VOR.

A seção receptora do avião determina qual radial a aeronave está seguindo devido ao sinal característico de cada uma delas. A radial é determinada pelo ângulo medido entre o norte magnético da Terra e o avião com relação a uma estação de VOR. Além disso, a seção receptora também determina se a aeronave está seguindo para ou distanciando-se de uma estação VOR sintonizada e o desvio da trajetória do avião com relação a uma radial pré-estabelecida desta estação. As informações do sistema VOR são apresentadas geralmente pelos indicadores radiomagnéticos e por outros dois instrumentos

chamados indicadores de curso: um instalado no painel do piloto e o outro no painel do co-piloto.

Os RMI's (ver figura 13.22), como já foi mencionado, podem ser utilizados para indicar as direções relativas de duas estações VOR: o ponteiro simples indicando a estação sintonizada no VOR1 e o ponteiro duplo indicando a estação sintonizada no VOR2 (os aviões geralmente apresentam dois sistemas VOR independentes).

O indicador de curso (ver figura 13.26) trabalha com os sinais transmitidos por uma única estação VOR ou ILS e mostra ao piloto a posição geográfica do avião, de uma forma panorâmica plana em função do rumo escolhido, em relação a uma estação sintonizada.

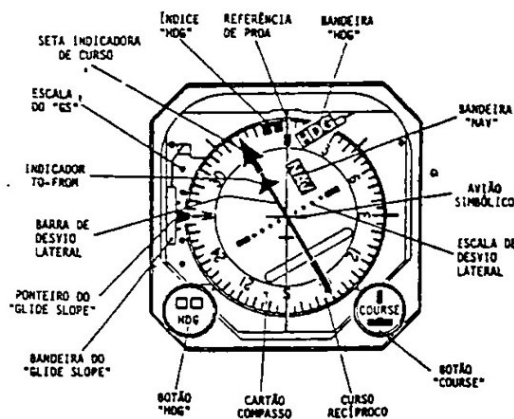


FIGURA 13.26 - Indicador de curso 331A-G.

O indicador de curso HSI 331A-3G Collins mostrado na figura 13.26 apresenta uma seta indicadora de curso a qual indica sobre o limbo móvel a direção da radial selecionada da estação VOR. A seleção da radial é obtida girando-se o botão "COURSE" localizado no painel do instrumento até que a seta indicadora de curso indique sobre o limbo móvel a radial desejada em graus. O limbo móvel está sempre alinhado com o eixo magnético da Terra.

A linha de fé fixada ao vidro do instrumento serve para indicar a direção magnética das trajetórias de voo do avião. A barra de desvio lateral indica o desvio da trajetória do avião em relação a uma radial selecionada pelo botão "COURSE". O indicador "TO-FROM" no mostrador indica respectivamente se o avião se afasta ou se aproxima da estação sintonizada.

Quando se deseja voar sobre uma radial selecionada deve-se controlar o avião de maneira a fazer a linha de fé coincidir com a seta indicadora de curso e com a barra de desvio

lateral. A figura 13.27 mostra algumas posições de um avião em relação a uma radial selecionada e as indicações correspondentes do indicador de curso.

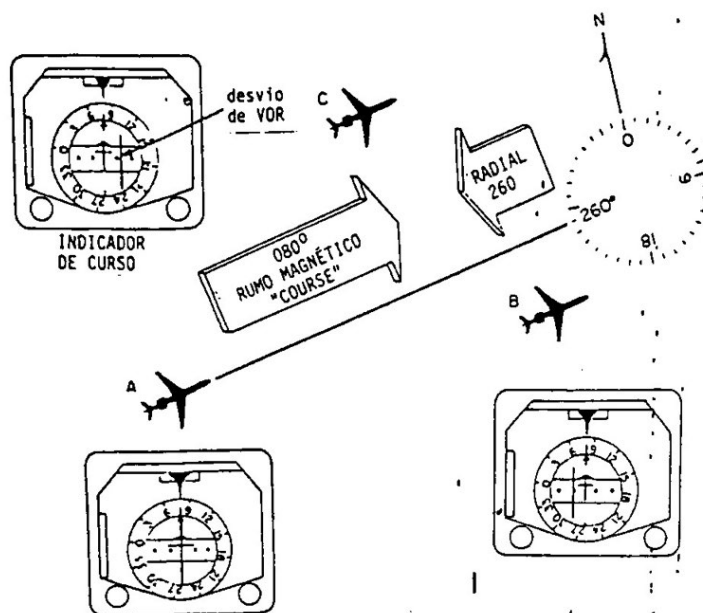


FIGURA 13.27 - Posições de um avião com relação a uma radial e as correspondentes indicações no indicador de curso.

13.3.6 SISTEMA ILS

Seguindo o mesmo princípio do VOR existe o ILS (Instruments Landing System) que é utilizado na aproximação em aeroportos para permitir a aterrissagem de um avião com condições de pouca visibilidade. Isto é conseguido fornecendo-se informações de rádio extremamente exatas de alinhamento e descida do avião durante sua aproximação para a pista.

O ILS utiliza transmissores de rádio no solo, localizados próximos a pista e que emitem sinais de rádio altamente direcionais que funcionam como referência tanto para indicar o alinhamento do avião com relação a pista, como para indicar o ângulo de descida ideal para aproximação.

A estação ILS transmite um feixe de sinais de rádio que indica a linha central da pista para o rumo de pouso (ver figura 13.28). Este feixe recebe o nome de feixe localizador "Localizer" e é transmitido na faixa de frequência de 108,10 a 111,95 MHz. Um feixe que indica o curso da rampa de descida também é produzido e indica o plano horizontal, formando um ângulo de inclinação de aproximadamente 2,5° a 3° (ver figura 13.28). O feixe do curso de rampa de descida recebe o nome de feixe "Glide-slope".

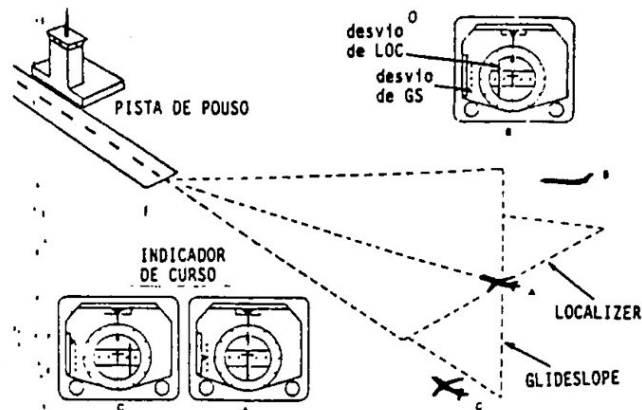


FIGURA 13.28 - Operação de sistema ILS.

As informações do ILS são apresentadas visualmente num instrumento indicador VOR/ILS como o mostrado na figura 13.29 e também no indicador de curso apresentado anteriormente.

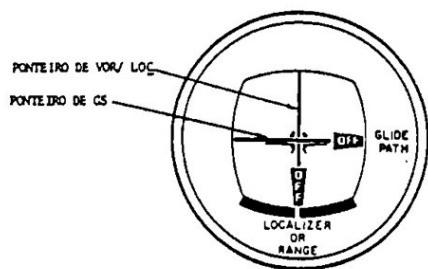


FIGURA 13.29 - Indicador VOR/ILS ALLEN 5120-6.

A barra vertical do indicador VOR/ILS mostra o desvio do avião com relação ao feixe "Localizer" e a barra horizontal indica o desvio do avião com relação ao feixe "Glideslope". A figura 13.29 mostra posições de um avião em relação aos feixes do ILS e as respectivas indicações das barras do indicador de curso.

Juntamente com as estações emissoras de "Localizer" e "Glideslope", os aeroportos equipados com o sistema ILS apresentam um sistema de marcação de distância do avião com relação à pista e que recebe o nome de "Marker Beacon". O "Marker Beacon" consiste de três estações emissoras de rádio, chamadas radio-faróis, localizadas antes do início da pista e alinhadas com ela, ao longo do curso de aproximação do avião (ver figura 13.30): a estação mais próxima da pista é chamada marcador interno, a estação mais distante dela é chamada de marcador externo e a estação entre estas duas é chamada de marcador intermediário.

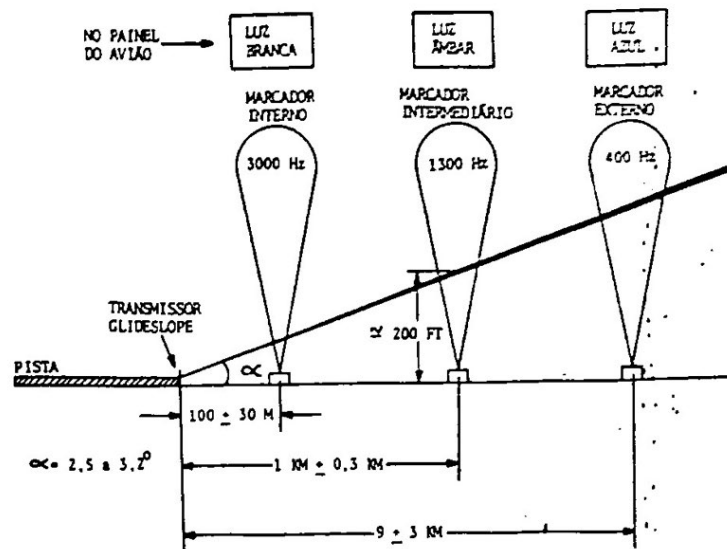


FIGURA 13.30 - Princípio de funcionamento do sistema MARKER BEACON.

Estas estações emitem sinais de rádio dirigidos num plano vertical e quando o avião cruza uma destas estações, um sinal visual e auditivo na cabine de comando indica à tripulação tal situação. O sinal visual é realizado por meio de um conjunto de três luzes coloridas situadas no painel de instrumentos e que promovem a seguinte indicação (ver figura 13.30):

luz azul - passagem sobre o marcador externo;
 luz âmbar - passagem sobre marcador intermediário;
 luz branca - passagem sobre marcador interno.

O sinal auditivo é gerado por meio do sistema de áudio da cabine.

13.3.7 SISTEMA DME

O equipamento de medição de distância DME (Distance Measuring Equipment) é um sistema que possibilita ao piloto de um avião receber informações contínuas de distância, velocidade da aeronave e tempo para alcançar uma estação de rádio de terra sintonizada. O princípio de funcionamento do DME consiste na transmissão intermitente, por parte do sistema DME de bordo, de sinais de interrogação codificadas para a estação de terra sintonizada. A estação de terra recebe, processa e retransmite um sinal resposta codificado para cada interrogação do sistema DME de bordo. O sistema de bordo utiliza o tempo transcorrido entre a interrogação e a resposta para a computação da distância entre o avião e a estação de terra. A distância pode ser apresentada

continuamente em um indicador como o mostrado na figura 13.31 situado no painel do avião Bandeirante.

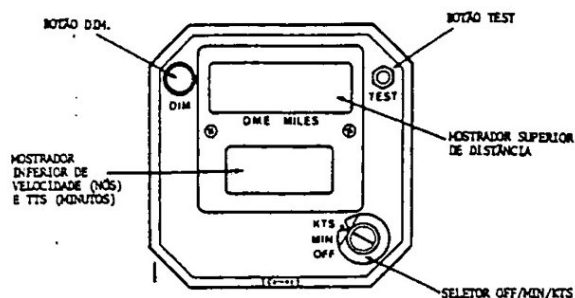


FIGURA 13.31 - Indicador DME 339F-12.

O indicador também computa e apresenta a velocidade do avião com relação ao solo e o tempo para a estação em terra, baseado na média entre as variações nas trocas das distâncias medidas. Geralmente o sistema DME em terra está associado juntamente com uma estação VOR proporcionando uma orientação mais eficiente para o piloto.

13.3.8 SISTEMA TRANSPONDER

O transponder é parte integrante do sistema de controle de tráfego aéreo. O equipamento instalado na maioria dos aviões, principalmente nos de transporte comercial e militar, é interrogado por pulsos de radar enviados por estações de terra e respondem automaticamente com uma outra série de pulsos (ver figura 13.32). Estes pulsos são codificados para fornecerem a identificação do avião e a informação de altitude de voo da aeronave, se ela estiver equipada com um altímetro codificador.

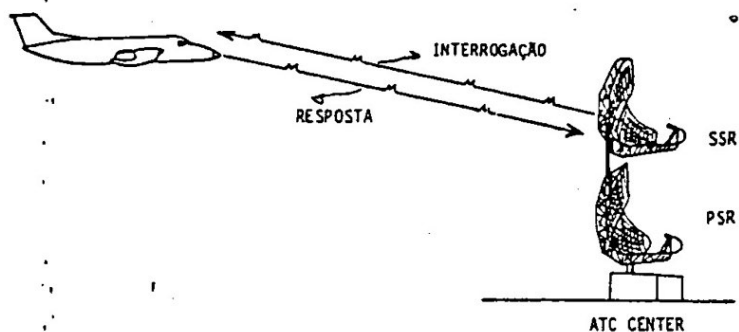


FIGURA 13.32 - Operação do transponder.

13.3.9 SISTEMA RADAR METEOROLÓGICO

A maioria dos aviões comerciais e militares é equipado com um sistema de radar meteorológico para detecção e análise de tempestades, informando ao piloto as condições meteorológicas que se encontram adiante da rota da aeronave. O radar meteorológico possibilita obter as seguintes informações:

- o grau de intensidade de uma tempestade;
- o rumo relativo das formações meteorológicas;
- os deslocamentos das formações com relação a rota de vôo;
- as distâncias que as formações se encontram do avião;
- os pontos mais perigosos ao vôo; e
- o melhor traçado da rota de desvio das formações meteorológicas.

O sistema de radar meteorológico consiste basicamente de um transceptor, uma antena de radar e um visor, como indicado esquematicamente na figura 13.33.

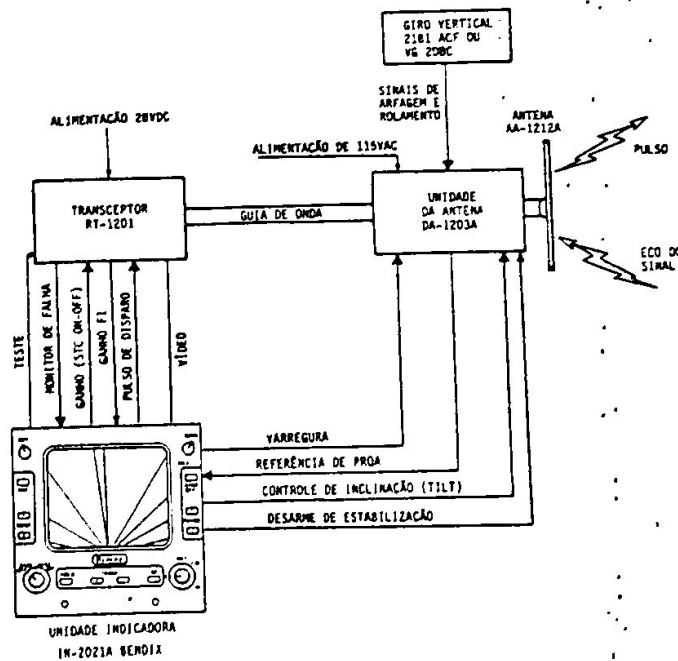


FIGURA 13.33 - Diagrama esquemático simplificado do Sistema Radar RDR-1200 "BENDIX".

O funcionamento do sistema consiste na emissão de pulsos de ondas de radar por parte da unidade transceptora. Estas ondas são irradiadas a uma razão constante pela antena do radar. Parte dessas ondas são refletidas pelos objetos que

se encontram ao alcance do radar, são novamente captadas pela antena e enviadas a unidade transceptora, a qual interpreta os sinais recebidos e os transforma em sinal visual, mostrando no visor do radar a forma do objeto. O visor do radar encontra-se localizado geralmente no painel principal do avião.

Alguns equipamentos também podem ser usados como auxílio aos outros meios de navegação, possibilitando o mapeamento da superfície da terra através da observação das imagens na tela do radar, com o feixe de irradiação da antena dirigido para baixo.

13.4 SISTEMA ELÉTRICO

13.4.1 INTRODUÇÃO

O sistema elétrico do avião compreende todas as ligações elétricas utilizadas para o funcionamento de equipamentos, circuitos de iluminação e sistemas que envolvem eletricidade. São usados componentes, tais como: baterias, geradores, fusíveis, interruptores, relés, conectores, cabos, condutores, conversores e disjuntores, formando vários subsistemas, cada um com finalidades específicas que proporcionam à aeronave o desempenho satisfatório, bem como o funcionamento dos sistemas de alarme e advertência.

13.4.2 O SISTEMA ELÉTRICO

Nos aviões, de maneira geral, a alimentação necessária para o funcionamento dos diversos circuitos elétricos é fornecida através de três fontes diversas, de acordo com as circunstâncias: por meio de uma fonte externa, por meio de geradores internos ou por meio de bateria.

A fonte externa é um equipamento gerador que fornece alimentação elétrica requerida pela aeronave, quando esta encontra-se no solo, para dar partida nos motores ou para testes do sistema elétrico. São usados geradores acionados por motores estacionários (ver figura 13.34) ou alimentados por energia comercial.

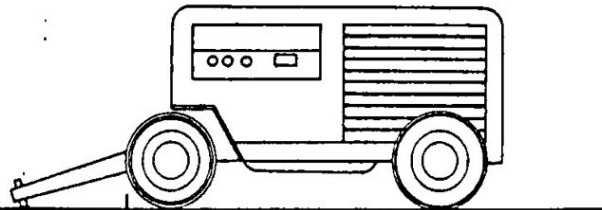


FIGURA 13.34 - Fonte externa de energia elétrica.

Os geradores internos são equipamentos acionados principalmente pelo motor do avião e que são responsáveis pelo fornecimento de energia elétrica quando a aeronave não se encontra ligada a uma fonte externa. No caso do avião Brasília existem 5 geradores:

- dois geradores principais, cada um acionado por um motor do avião;
- um gerador do APU (Auxiliary Power Unit - Unidade Auxiliar de Potência) localizado no cone de cauda da aeronave; e
- dois geradores auxiliares, cada um também acionado por um motor do avião.

A disposição dos geradores e respectivos equipamentos associados no avião Brasília é apresentada na figura 13.35.

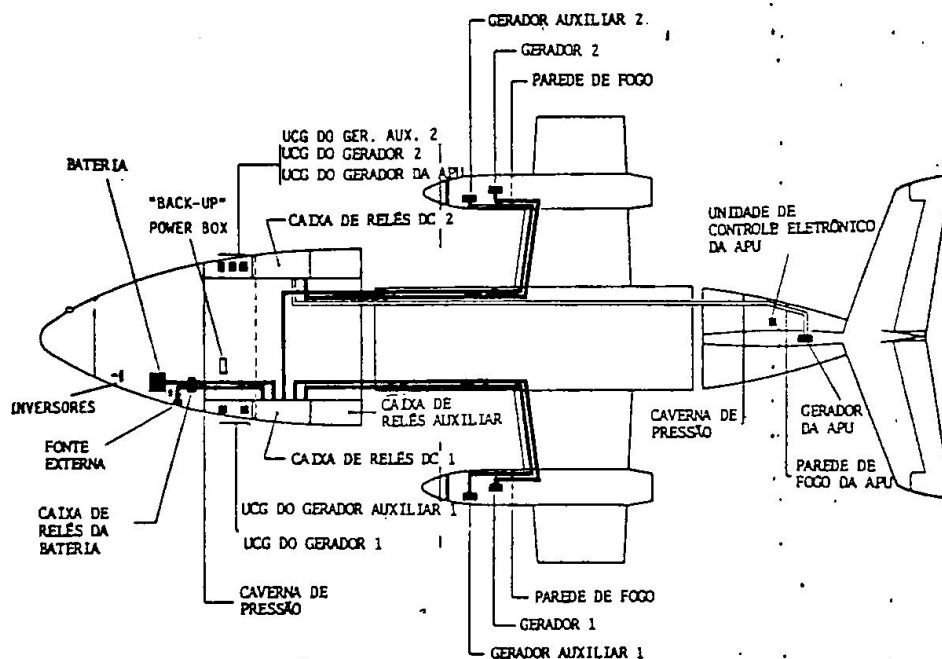


FIGURA 13.35 - Localização dos componentes do sistema elétrico do avião Brasília.

Os geradores principais são as fontes de energia primária do sistema elétrico, fornecendo energia para os cabos elétricos principais chamados barras de transmissão principais. No caso do Brasília tais geradores são usados como motores de arranque para dar partida nos motores do avião e, por isso, são chamados de arranque-geradores. Neste caso, a energia elétrica para a partida deve ser fornecida por meio de um gerador externo ou pela bateria do avião, a qual é de níquel-cádmio, sendo portanto recarregável.

Os geradores auxiliares ajudam os geradores principais suprindo os cabos elétricos secundários ou barras de transmissão secundárias em condições normais, ou em caso de

falha completa destes, alimentam uma quantidade limitada de cargas conectadas aos cabos elétricos de emergência (barras de distribuição de emergência) e mantêm a bateria carregada.

A APU é uma unidade geradora de potência e funciona como um motor estacionário fornecendo energia elétrica e potência hidráulica auxiliares. A função principal do gerador acionado pela APU é substituir a fonte externa quando o avião estiver no solo e pode ser usada em paralelo com a bateria para dar partida no motor. Durante o voo, se necessário, ele pode ser usado em paralelo com os geradores principais.

Cada gerador do avião é controlado pela respectiva unidade de controle (UCG) a qual regula o seu funcionamento.

Os geradores e a bateria citados acima fornecem energia elétrica de corrente contínua. Dois inversores estáticos convertem a corrente contínua em corrente alternada que é distribuída através de 4 barras de distribuição (cabos elétricos), a onde são ligados os equipamentos que necessitam de corrente alternada para funcionarem.

Cada equipamento ligado ao sistema elétrico apresenta um conjunto de disjuntores que são dispositivos destinados a interromper automaticamente o fornecimento de energia sempre quando surgir um excesso de corrente no sistema, evitando assim a ocorrência de danos nestes equipamentos devido a sobre-cargas.

13.5 SISTEMA HIDRÁULICO

13.5.1 INTRODUÇÃO

A energia hidráulica é muito utilizada em aviação sendo empregada no acionamento de vários componentes de um avião, principalmente nos comandos de voo, trem de pouso, freios e no controle direcional do avião no solo. A energia hidráulica tem as seguintes vantagens:

- comando e atuação imediatos e precisos;
- mudança no sentido de atuação sem necessidade de parada;
- pode ser usada em atuação linear e circular;
- grande capacidade de multiplicar forças;
- compacticidade.

13.5.2 NOÇÕES SOBRE CIRCUITO HIDRÁULICO EM AVIÕES

Um sistema hidráulico utiliza um líquido (chamado fluido hidráulico), sob alta pressão para acionar atuadores hidráulicos. Basicamente um circuito hidráulico é composto das seguintes partes componentes: reservatório de fluido

hidráulico, tubulações, bomba, filtro, válvula de alívio e cilindro atuador (atuador hidráulico). A figura 13.36 mostra o diagrama esquemático de um circuito hidráulico básico simplificado.

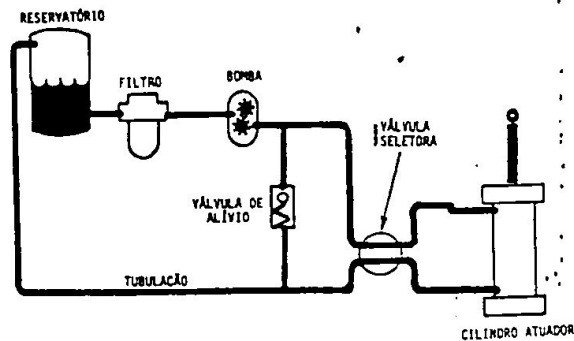


FIGURA 13.36 - Circuito hidráulico básico simplificado.

O fluido hidráulico armazenado no reservatório é succionado pela bomba que promove o aumento da pressão do fluido e o direciona para a linha de alta pressão. Da linha de alta pressão, o fluido passa para os atuadores hidráulicos, cuja função é converter a energia de pressão do fluido em força e deslocamento. Um atuador hidráulico geralmente empregado em aviação é mostrado na figura 13.37 e é composto de um cilindro provido de um êmbolo, onde é fixado uma haste. Dois orifícios possibilitam a entrada de fluido hidráulico no interior do cilindro.

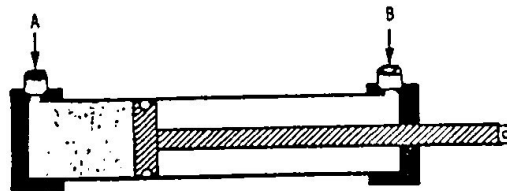


FIGURA 13.37 - Atuador hidráulico.

O movimento da haste é realizado nos dois sentidos e depende para qual orifício o fluido hidráulico sob pressão é direcionado entrar no cilindro: se no orifício "A" (ver figura 13.37), o êmbolo empurra a haste para fora (extensão), se no orifício "B" (ver figura 13.37), o êmbolo empurra a haste para dentro (retração). Este controle do direcionamento do fluxo hidráulico sob pressão, é efetuado por meio de uma válvula seletora.

O atuador hidráulico mostrado na figura 13.37 é chamado de atuador de dupla ação. Existem mais outros dois tipos básicos de atuadores hidráulicos, que são mostrados na figura 13.38: o atuador de ação simples e o atuador balanceado.

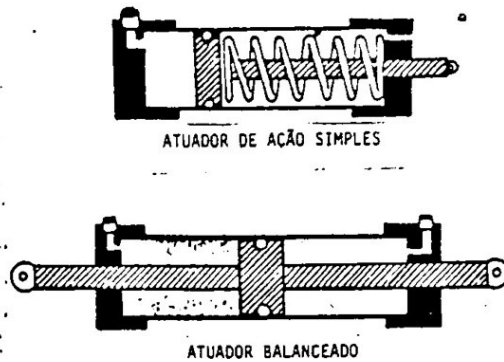


FIGURA 13.38 - Outros tipos de atuadores hidráulicos:

No atuador de ação simples, o pistão move-se em uma direção pressionado pelo fluido sob alta pressão e retornando à posição anterior com a ajuda de uma mola. O atuador balanceado é um atuador de dupla ação que possui duas hastes fixadas ao êmbolo.

Vamos agora analisar o sistema hidráulico de um avião tal como o Brasília. Um esquema do sistema hidráulico do Brasília e os itens para cuja operação a energia hidráulica é utilizada, é apresentado na figura 13.39.

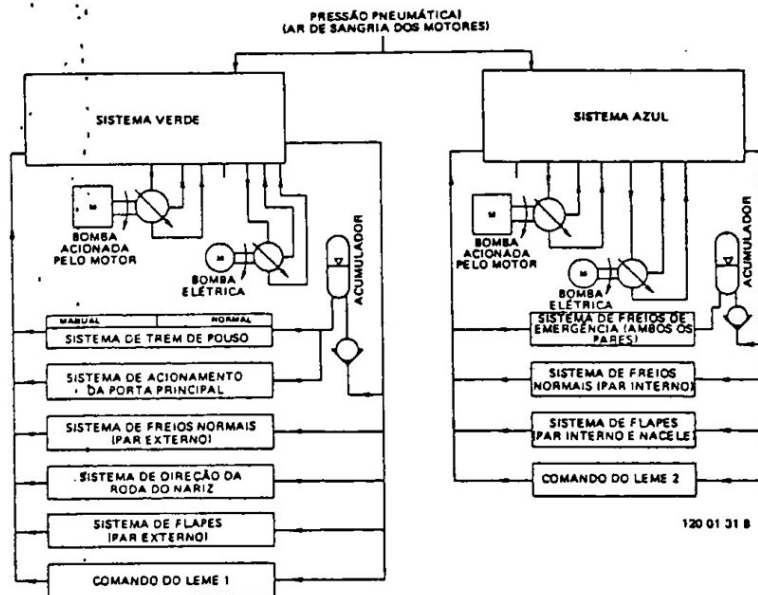


FIGURA 13.39 - Diagrama esquemático da energia hidráulica no avião Brasília.

No Brasília, a energia hidráulica é fornecida através de dois subsistemas hidráulicos independentes, denominados

sistemas verde e azul. A pressão do sistema verde é fornecida por uma bomba acionada pelo motor esquerdo (bomba principal) e por uma bomba auxiliar elétrica (acionada por um motor elétrico). A pressão do sistema azul é fornecida por uma bomba acionada pelo motor direito (bomba principal) e por uma outra bomba auxiliar elétrica. A bomba auxiliar elétrica têm a finalidade de contribuir com a bomba principal na geração de pressão ou produzi-la sozinha no caso de pane desta última.

Um diagrama mais detalhado de um dos subsistemas hidráulicos do Brasília é apresentado na figura 13.40, onde podemos visualizar suas partes componentes.

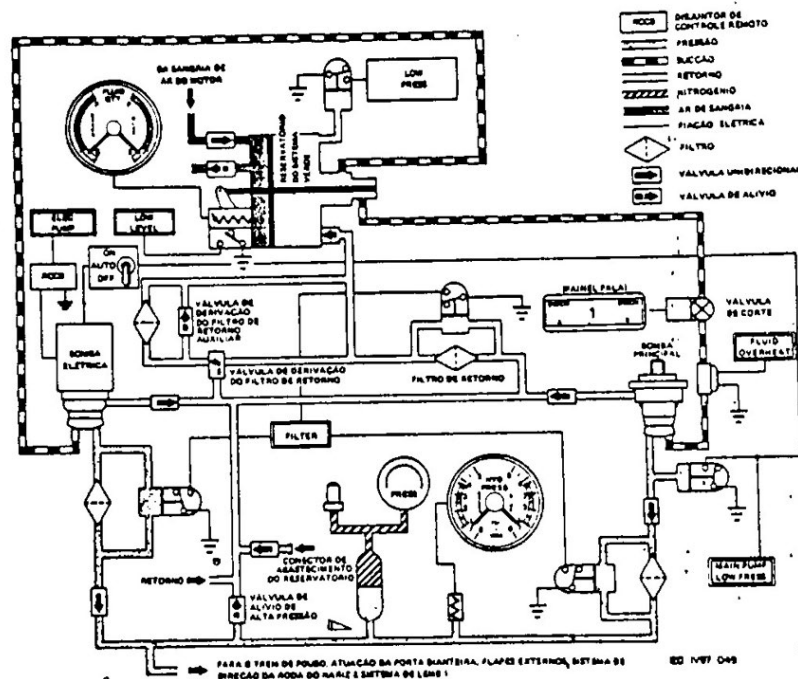


FIGURA 13.40 - Esquema de um subsistema de geração de energia hidráulica do avião Brasília.

Podemos notar pela figura 13.40 que o reservatório de fluido hidráulico recebe ar sob pressão proveniente da sangria do motor. Este ar de sangria tem a finalidade de promover uma pressurização do reservatório de modo a forçar a saída do fluido para as bombas. Podemos notar também a presença de um acumulador cuja função é amortecer possíveis oscilações de pressão.

Em alguns aviões tais como o Xingu e o Bandeirante, além das duas bombas principais cada uma acionada por um motor do avião, existe uma bomba manual de emergência, acionada pela força muscular do piloto e cuja única função é produzir pressão necessária para o abaixamento em emergência dos trens de pouso.

13.6 SISTEMA DE AR CONDICIONADO

13.6.1 INTRODUÇÃO

Ar condicionado significa ar renovado em um ambiente, sendo mantidas a temperatura e umidade do ar, dentro de padrões de conforto para o corpo humano. Usa-se ar condicionado para conforto dos passageiros e tripulantes, porém, é bom salientar que este sistema não é prioritário para aeronaves não pressurizadas, mas sim opcional.

Existem dois tipos de ar condicionado comumente usados nos aviões: ar condicionado utilizando ciclo a vapor ou utilizando ciclo a ar.

13.6.2 AR CONDICIONADO UTILIZANDO CICLO A VAPOR

O ciclo a vapor tem pouca capacidade de refrigeração, razão pela qual é utilizado em aviões leves. Este sistema utiliza um líquido refrigerante chamado freon (R-12) e seu princípio de funcionamento é o mesmo do refrigerador doméstico. Semelhantemente ao refrigerador doméstico, ele consiste de um compressor, evaporador, condensador e válvulas reguladoras de pressão. Um esquema deste sistema é mostrado na figura 13.41.

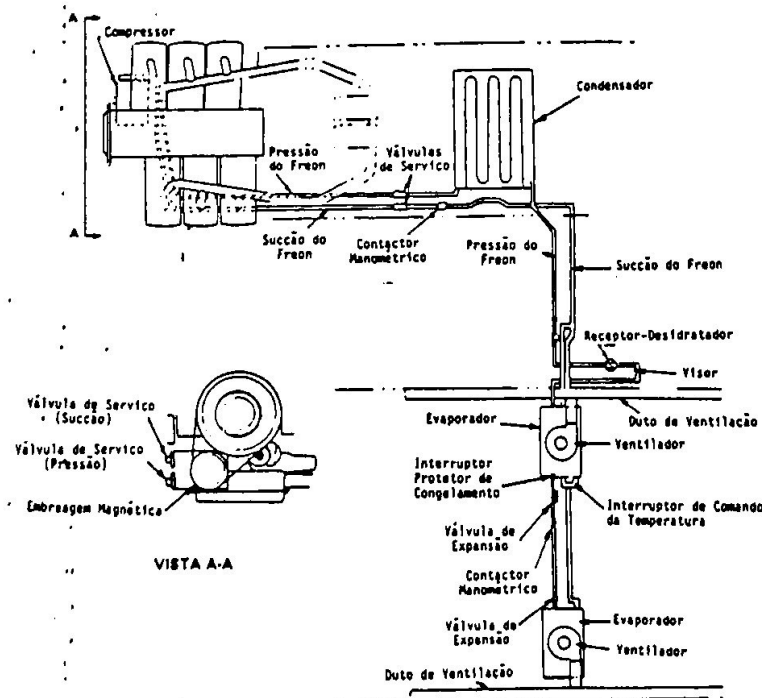


FIGURA 13.41 - Esquema de um sistema de ar condicionado utilizando ciclo a vapor.

No refrigerador doméstico o evaporador fica no seu interior e o ar em contato com ele se resfria. No sistema de refrigeração a vapor de um avião, o ar que entra na cabine passa antes pelos evaporadores onde é refrigerado.

Para que o conforto dos passageiros não seja afetado, a temperatura ambiente deve ser mantida entre 20°C e 22°C. Para se conseguir esta temperatura é necessário misturar ar quente ao ar de circulação captado externamente ao avião. Este ar quente, nos aviões leves é produzido por um aparelho de nome Janitrol (ver figura 13.42) ou por uma mufla colocada sobre o cano de escapamento dos motores no caso de aviões monomotores convencionais (ver figura 13.43).

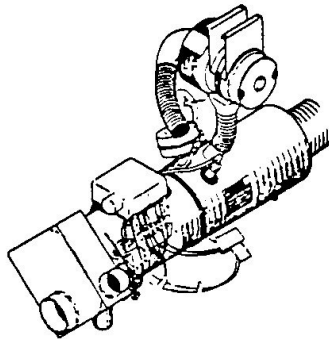


FIGURA 13.42 - Janitrol.

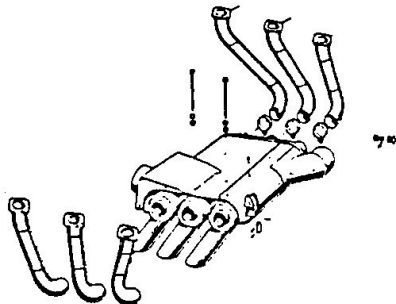


FIGURA 13.43 - Mufla.

O ar é forçado a circular por meio de ventiladores e conduzido ao interior da cabine através de dutos de distribuição. Parte do ar quente gerado ou no Janitrol ou na mufla é enviado ao difusor de ar do pára-brisa, com a finalidade de desembaçá-lo.

13.6.3 AR CONDICIONADO UTILIZANDO CICLO 'A' AR

Nos aviões de maior porte o sistema utilizado é o ciclo a ar, que é mais leve e troca ar quente por ar frio

atmosférico, sem a necessidade de um líquido evaporador. O sistema compreende as seguintes partes:

- sistema de extração de ar dos motores,
- unidade de refrigeração (Pack) e
- sistema de distribuição.

O sistema de extração de ar dos motores sangra (retira) ar dos motores (e eventualmente de uma unidade de potência auxiliar APU) enviando, através de dutos, ar quente com alta pressão para a unidade de refrigeração. O ar sai a uma temperatura aproximada de 200 °C e com pressão de mais ou menos 100 psi.

O ar proveniente das linhas de sangria é dirigido à unidade de refrigeração, onde é refrigerado e tem sua pressão diminuída. A unidade de refrigeração de ar consiste em um trocador de calor de duas seções, uma máquina de ciclo a ar, um condensador e um separador de água. A figura 13.44 mostra o esquema de uma unidade de refrigeração.

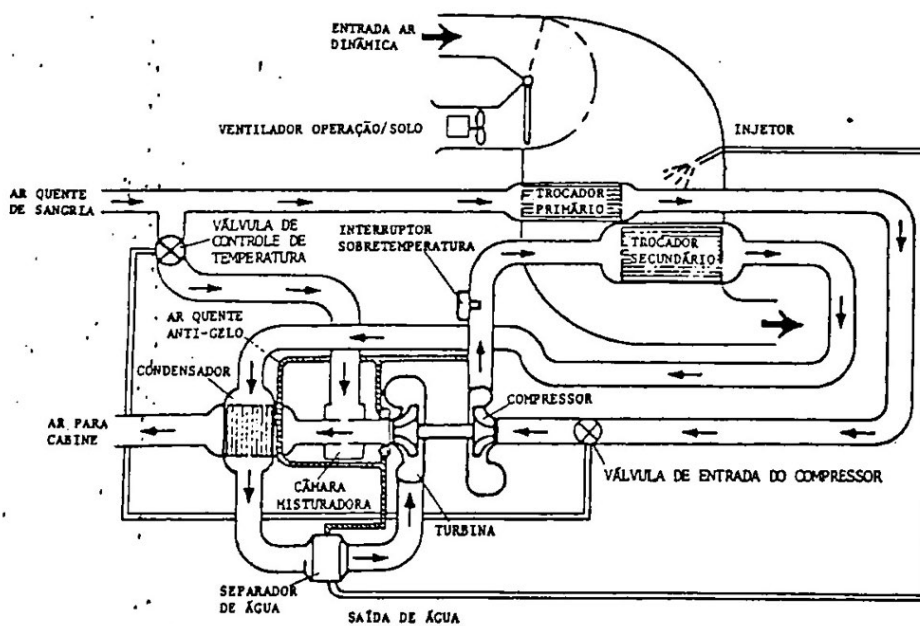


FIGURA 13.44 - Esquema de um sistema de ar condicionado utilizando ciclo a ar.

O ar frio de baixa pressão, proveniente da unidade de refrigeração, combina-se com uma parte do ar de sangria quente de alta pressão para atingir um nível de temperatura e pressão apropriados para a cabine. Depois este ar é

enviado aos dutos de distribuição responsáveis pela distribuição do ar condicionado por toda a cabine.

13.7 SISTEMA DE PRESSURIZAÇÃO

A finalidade do sistema de pressurização, é manter a pressão da cabine o mais próximo possível da pressão atmosférica ao nível do mar, independentemente dos vários níveis de altitude que o avião possa assumir durante o voo.

Como já sabemos, a baixa pressão nos níveis mais altos da atmosfera dificulta a absorção de oxigênio pelo organismo humano, afetando profundamente as condições fisiológicas dos tripulantes e passageiros, o que restringe a altitude de voo do avião. Este fator limitante é contornado pela pressurização da cabine do avião, o que possibilita o voo em altitudes mais elevadas.

A pressurização é obtida por meio da introdução de ar condicionado sob pressão no interior da cabine e controlando a vazão de descarga do ar da cabine para a atmosfera através de válvulas de controle.

A capacidade de pressurização do sistema acha-se condicionado ao diferencial máximo de pressão da cabine, que é de 6 psi nominal. Este diferencial possibilita manter a cabine com uma pressão correspondente à pressão ao nível do mar, estando o avião a uma altitude de 13.600 ft, ou com uma pressão correspondente a 8.000 ft, estando o avião a 27.350 ft. Como pode-se verificar, a pressão interna na cabine é superior a pressão atmosférica externa, portanto a cabine deve ser hermeticamente fechada evitando que o ar vaze para a atmosfera e cause perda de pressão interna no avião. Para isso existem nos aviões pressurizados as cavernas de pressão dianteira e traseira, que separam as zonas pressurizadas do avião, como podemos verificar pela figura 13.45, que mostra um esquema da cabine do avião Brasília.

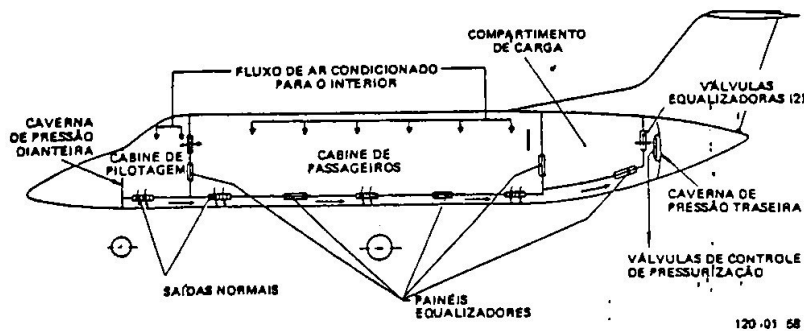


FIGURA 13.45 - Esquema da pressurização da cabine do avião Brasília.

No Brasília, o controle de pressão interna na cabine é realizado por meio de duas válvulas localizadas no centro da caverna de pressão traseira, dentro da área pressurizada, e que recebem o fluxo de retorno do ar condicionado vindo da cabine, por baixo do piso (ver figura 13.45).

O ar condicionado da cabine passa através das saídas de ar inferiores, produzindo um fluxo de ar sob o piso, que é, em parte, recirculado para o interior da cabine e, em parte, aliado para a atmosfera através das duas válvulas de controle de pressurização.

As válvulas de controle têm a finalidade de modular a vazão de descarga de ar da cabine para o exterior do avião e deste modo regular a pressão no interior da cabine. Estas válvulas podem ser controladas automaticamente ou manualmente pelo piloto, conforme a opção desejada.

Um indicador triplo de altitude da cabine mostrado na figura 13.46 indica, por meio de um ponteiro, a altitude correspondente à pressão da cabine, com um outro ponteiro indica a razão de subida da cabine e com outro ponteiro indica a diferença entre a pressão de cabine e a pressão atmosférica exterior à aeronave.

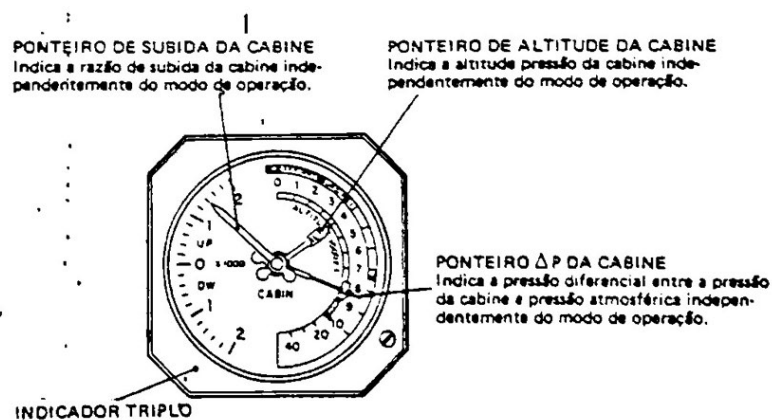


FIGURA 13.46 - Indicador triplo de altitude da cabine.

13.8 SISTEMA DE OXIGÊNIO

O sistema de oxigênio sempre acompanha o de pressurização e somente é utilizado quando ocorre qualquer acidente que gere uma pane no sistema de pressurização e correspondente depressurização da cabine durante vôos em altitudes maiores que 10.000 ft. Nestes casos o sistema de oxigênio é de

extrema importância pois, no vôo a grandes altitudes, a baixa pressão atmosférica dificulta a absorção de oxigênio pelo organismo humano, o que implica em risco de vida aos tripulantes e passageiros.

Num avião como o Brasília, o sistema de oxigênio compreende dois subsistemas distintos:

- o sistema de oxigênio dos tripulantes, do tipo gasoso; e
- o sistema de oxigênio dos passageiros, do tipo gerador químico.

O sistema de oxigênio dos tripulantes é do tipo convencional gasoso, que armazena oxigênio sob pressão e controla sua distribuição, sob baixa pressão, às máscaras do piloto, co-piloto e observador. Um diagrama do sistema de oxigênio dos tripulantes é mostrado na figura 13.47.

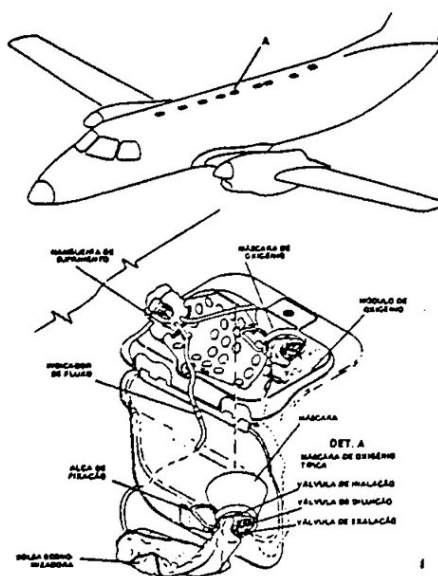


FIGURA 13.47 - Sistema de oxigênio dos tripulantes do avião Brasília.

O oxigênio é armazenado em um cilindro de 40 ft³, a uma pressão de 1850 psi, proporcionando um volume utilizável de 979 litros. O oxigênio de alta pressão no cilindro é controlado através de uma válvula reguladora de pressão para ser enviado às máscaras dos tripulantes a uma pressão de 70 mais ou menos 10 psi.

O sistema de oxigênio dos passageiros é composto de geradores químicos de oxigênio e máscaras de fluxo contínuo,

distribuídos ao longo da cabine em unidades localizadas no teto, como indicado pela figura 13.48.

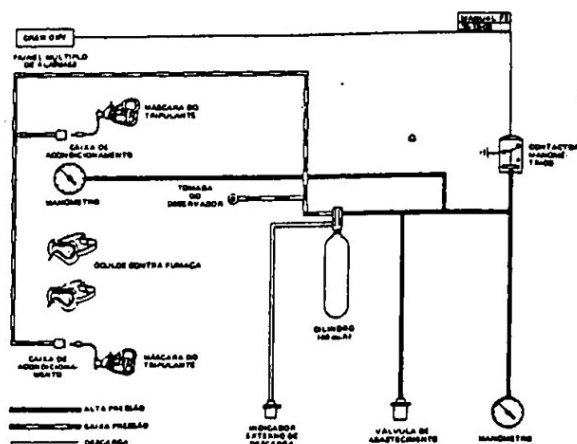


FIGURA 13.48 - Sistema de oxigênio dos passageiros do avião Brasília.

Os geradores químicos produzem oxigênio pela decomposição térmica do clorato de sódio, que se inicia quando o passageiro puxa a máscara para colocá-la contra o rosto. Cada gerador produz oxigênio suficiente para alimentar três ou quatro máscaras durante aproximadamente 12 minutos.

13.9 SISTEMA DE PROTEÇÃO CONTRA GELO E CHUVA

Devido as baixas temperaturas encontradas nas regiões de grande altitude na atmosfera, pode ocorrer a formação de gelo sobre as superfícies de uma aeronave voando nestas regiões. Como já sabemos, tal formação de gelo prejudica o desempenho do avião afetando inclusive as leituras nos instrumentos, caso haja formação de gelo nos sensores externos.

A chuva também pode afetar o funcionamento principalmente dos instrumentos ligados ao tubo de Pitot, cujo orifício pode ser obstruído pela água. Por isso torna-se necessário prover meios de proteção contra formação de gelo e contra a chuva.

Basicamente o sistema de proteção contra formação de gelo e contra chuva são acionados pneumáticamente ou eletricamente.

Vamos analisar tal sistema do avião Brasília (ver figura 13.49).

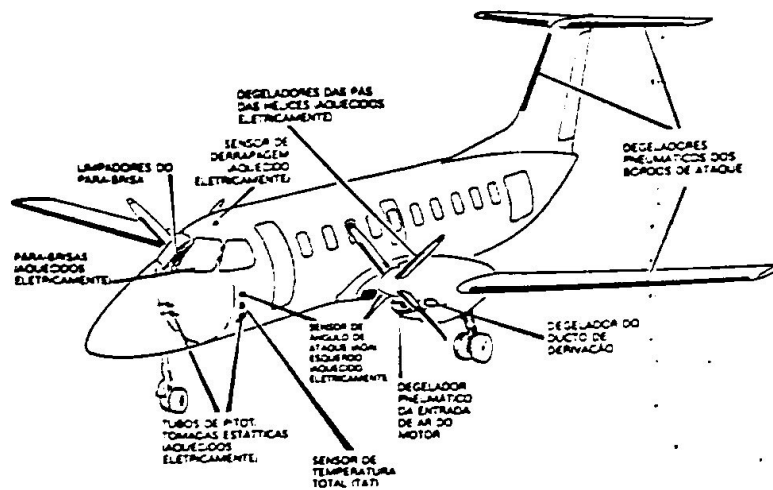


FIGURA 13.49 - Sistema de proteção contra gelo e chuva do avião Brasília.

Este sistema consiste basicamente de degeladores de borracha infláveis instalados no bordo de ataque das asas e no bordo de ataque da empenagem, na entrada de ar dos motores e no ducto de derivação de ar do motor.

Os degeladores pneumáticos removem mecanicamente o gelo acumulado, através de uma combinação de esforços de encurvamento e cisalhamento induzidos pelos tubos infláveis dos degeladores (ver figura 13.50). Isso causa a ruptura da camada de gelo e faz com que as partículas de gelo desprendam-se pela ação do fluxo de ar. Este sistema opera com pressão do ar de sangria do motor e é controlado por temporizadores, que proporcionam o ciclo de atuação adequado.

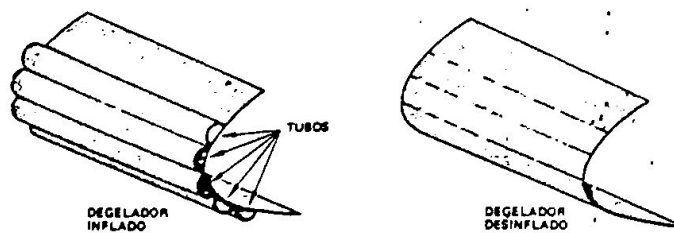


FIGURA 13.50 - Degelador pneumático.

O sistema de degelo das hélices consiste de aquecedores elétricos fixados diretamente no bordo de ataque das pás, por uma extensão de 20 polegadas. Dois temporizadores distribuem e selecionam a energia elétrica para as pás da hélice, de acordo com uma sequência pré-estabelecida.

Os pára-brisas também são aquecidos eletricamente por meio de resistências elétricas constituídas de fios delgados de cobre embutidos entre os painéis laminados que os compõem.

Além disso, os limpadores de pára-brisa também retiram o gelo e a água que se acumulam e dificultam a visibilidade.

Os tubos de Pitot, tomadas estáticas, sensores de ângulo de ataque, sensores de derrapagem e sensor de temperatura total são aquecidos por meio de resistências elétricas para impedir a obstrução destes devido à formação de gelo ou devido gotas de chuva.

13.10 SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

O sistema de combustível de um avião tem por finalidade fornecer combustível finamente filtrado, a razão de fluxo e a pressão estabelecidas para operação adequada do motor sob diferentes condições operacionais possíveis. Normalmente um sistema de combustível é composto de tanques, tubulações, filtros, bombas, válvulas, contactores manométricos e sensores de nível de combustível. O combustível é armazenado em tanques geralmente localizados nas asas do avião e é retirado deste por bombas de pressão.

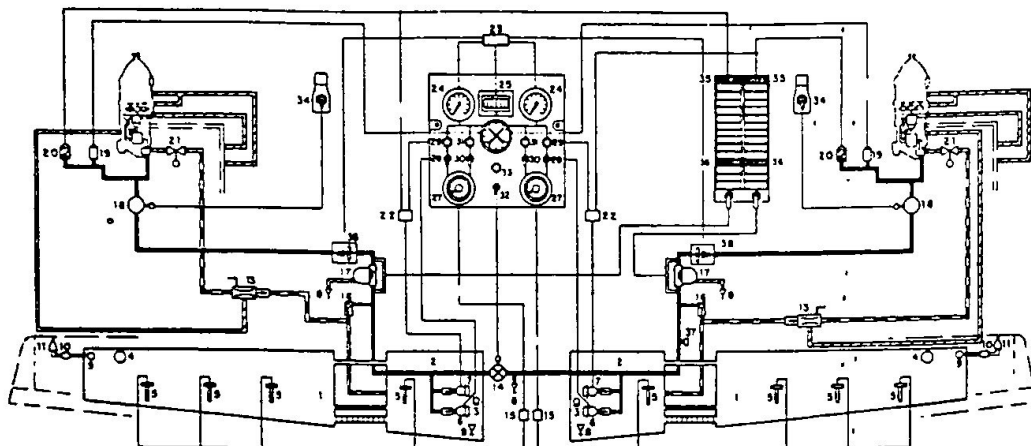
Os tanques são geralmente contruídos em ligas de alumínio, aço inoxidável e/ou borracha sintética. Estão localizados geralmente nas asas dos aviões e podem ser de três tipos distintos: tanques integrais, tanques independentes ou tanques auto-vedantes.

Os tanques integrais fazem parte da própria estrutura da aeronave e são usados em aviões de transporte. Os tanques independentes não fazem parte da estrutura do avião compondo-se de várias células (esse tipo de tanque não é muito usado atualmente). Os tanques auto-vedantes são feitos de borracha sintética, auto-vedantes pela própria elasticidade da borracha e são usados na aviação militar.

Aviões como o Xingú, o Bandeirante e o Brasília utilizam tanques integrais em cada asa, os quais são constituídos de duas células separadas pelo alojamento do trem de pouso principal e interligadas por dois tubos de interconexão e um suspiro, como ilustra a figura 13.51.

A célula externa alimenta a interna por gravidade em consequência do diedro das asas. Como mostra a figura 13.51, as células dos tanques de combustível são equipadas com sensores de nível de combustível que permitem a indicação, no painel de controle de combustível, da quantidade de combustível em cada tanque.

Como pode-se notar pela figura 13.51 o sistema de combustível compreende dois subsistemas independentes e iguais, um para cada motor, interligados por uma linha de alimentação cruzada, que permite ao subsistema direito alimentar o motor esquerdo e vice-versa. O combustível é retirado dos tanques e enviado para as tubulações de alimentação do motor através de bombas elétricas. Normalmente elas são em número de duas para cada subsistema. Uma é a principal e a outra auxiliar ou de reserva.



1. TANQUE EXTERNO
2. TANQUE INTERNO
3. BOCAL DE ESVAZIAMENTO
4. BOCAL DE REABASTECIMENTO
5. SENSOR DE NÍVEL
6. BOMBA PRINCIPAL
7. BOMBA AUXILIAR
8. DRENO DE ÁGUA
9. CONJUNTO DA VÁLVULA DE SUSPIRO
10. SUPRESSOR DE CHAMA
11. ENTRADA DE AR DO SUSPIRO PRINCIPAL
13. TANQUE COLETOR DE DRENOS DO MOTOR
14. VÁLVULA DE ALIMENTAÇÃO CRUZADA
15. AMPLIFICADOR
16. VÁLVULA DE ALÍVIO TÉRMICO
17. FILTRO
18. VÁLVULA DE CORTE
19. TRANSMISSOR DE PRESSÃO
20. CONTACTOR MANOMÉTRICO

21. VÁLVULA SOLENOIDE
22. RELÉ
23. AMPLIFICADOR
24. FLUXÓMETRO
25. TOTALIZADOR DE COMBUSTÍVEL
26. MANÔMETRO
27. INDICADOR DE QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL
28. COMANDO DA BOMBA PRINCIPAL
29. INDICADOR MAGNÉTICO (BOMBA PRINCIPAL)
30. COMANDO DA BOMBA AUXILIAR
31. INDICADOR MAGNÉTICO (BOMBA AUXILIAR)
32. COMANDO DA ALIMENTAÇÃO CRUZADA
33. INDICADOR MAGNÉTICO (ALIMENTAÇÃO CRUZADA)
34. INTERRUPTOR DA VÁLVULA DE CORTE DE COMBUSTÍVEL
35. LUZ DE ALARME DE BAIXA PRESSÃO
36. LUZ DE ALARME DE OBSTRUÇÃO DO FILTRO DE COMBUSTÍVEL
37. BOCAL DE DESTANQUEAMENTO
38. TRANSMISSOR DE FLUXO

- RETORNO
- ALIMENTAÇÃO
- DRENO
- INTERCONEXÃO
- VENTILAÇÃO
- LIGAÇÃO ELÉTRICA

FIGURA 13.51 - Sistema de combustível do avião Xingu.

Basicamente as bombas podem ser classificadas em principais, auxiliares, de linha e de transferência, conforme a função desta. As primeiras são as principais fornecedoras de combustível para as tubulações de alimentação dos motores. As auxiliares são as bombas que ficam de reserva, funcionando apenas em caso de pane da bomba principal. A bomba de linha são aquelas instaladas nas linhas de alimentação. As bombas de transferência são aquelas cuja única função é fazer a transferência de combustível entre tanques. Estas últimas são utilizadas principalmente nos grandes aviões de transporte e são muito importantes, promovendo o controle do balanceamento lateral do avião principalmente no caso de pane num dos motores.

13.11 SISTEMA AUTOMÁTICO DE CONTROLE DE VÔO

O sistema automático de controle de vôo ou piloto automático é um equipamento que atua automaticamente sobre as superfícies de comando do avião, controlando e mantendo entre limites pré-estabelecidos a atitude do avião nos eixos

de arfagem, rolamento e guinada. O sistema consiste de 3 canais de controle, um para cada eixo de movimento do avião. A figura 13.52 mostra um esquema do piloto automático que equipa o avião Brasília.

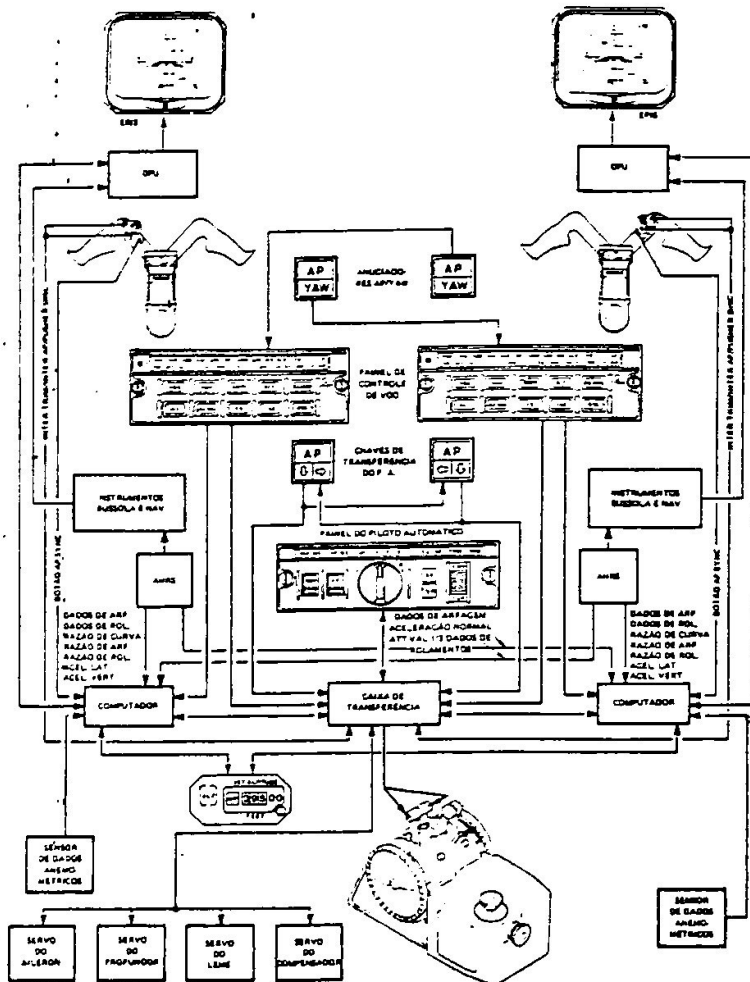


FIGURA 13.52 - Diagrama esquemático do sistema automático de controle de voo do avião Brasília.

Servomotores elétricos reagindo a sinais enviados pelos instrumentos giroscópicos, pelo sistema de navegação do avião e devidamente processados por um computador, atuam nos comandos para manter uma atitude de voo pré-estabelecida e corrigir automaticamente eventuais desvios no curso de voo do avião.

14 DESENVOLVIMENTO DA TECNOLOGIA AERONÁUTICA

14.1 INTRODUÇÃO

Este capítulo tem a finalidade de apresentar de uma forma generalizada os mais recentes progressos da ciência aeronáutica, as linhas de pesquisa atuais e uma projeção do que se poderá obter num futuro próximo em termos de materiais, estruturas, propulsão, sistemas e aerodinâmica.

14.2 MATERIAIS E ESTRUTURAS

A limitação imposta pelos recursos tecnológicos, em termos de materiais e processos de fabricação, disponíveis na época dos primórdios da aviação, tornou a madeira e a tela vegetal os materiais básicos de construção dos primeiros aviões. Atualmente vivemos na era do avião de alumínio e ligas de aço, cuja construção fundamenta-se na utilização de processos de fundição, forjamento de precisão e rebiteagem. Usinagem química e elétrica juntamente com a utilização de máquinas ferramentas de comando numérico possibilitam hoje a produção de grandes componentes estruturais metálicos, extremamente leves e de excepcional resistência mecânica.

O crescente desenvolvimento e utilização de materiais compostos possibilita prever para os próximos anos o aparecimento de aviões onde quase a totalidade do peso estrutural será creditada à estes materiais. Já existem hoje aviões tais como o superbombardeiro Northrop B-2 (ver figura 14.1) e o caça bombardeiro Lockheed F-117A (ver figura 14.2) que possuem características geométricas e materiais de revestimento que os tornam praticamente invisíveis aos radares, apresentando toda sua estrutura construída em materiais compostos.

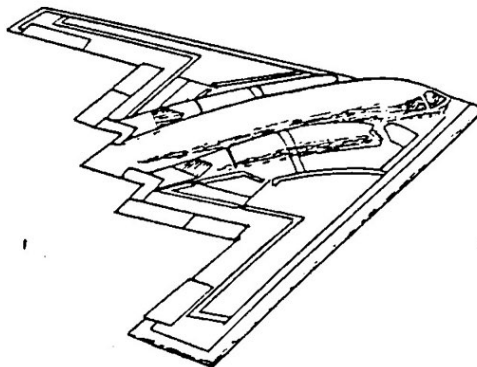


FIGURA 14.1 - Superbombardeiro Northrop B-2.

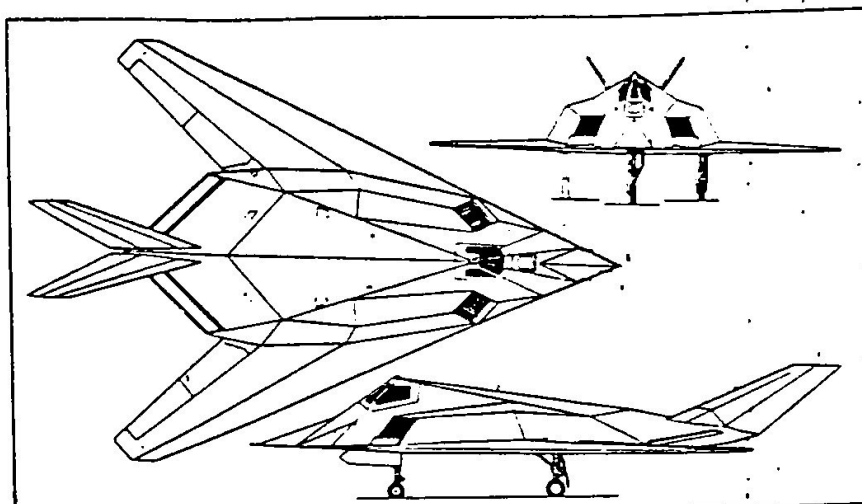


FIGURA 14.2 - Caça bombardeiro Lockheed F-117A.

Normalmente, um material composto é formado por uma fibra de baixa densidade e alta resistência, e por uma resina, ou matriz que lhe confere rigidez, resistência mecânica e resistência à temperatura, apoiando e protegendo as fibras. Dentre as fibras mais usadas podemos citar as de vidro, carbono e kevlar e, dentre as matrizes, as resinas epóxicas, fenólicas, poliamídicas, etc.

A vantagem dos materiais compostos pode ser resumida pelas seguintes qualidades: baixo peso, alta resistência à fadiga, possibilidade de escolha quanto à orientação das fibras, versatilidade no design, grande variedade de combinações fibra-matriz, boa resistência ao uso, alta resistência à corrosão, estabilidade dimensional, baixa condução de ruído e vida longa.

O custo dos materiais compostos ainda é relativamente elevado, mesmo constatando que, com o desenvolvimento da indústria, os preços destes tenham caído cerca de 75% nos últimos dez anos, em decorrência de uma melhoria na produção. Até o momento, o preço de tais materiais restringe sua utilização aos projetos militares e ainda representa uma barreira para seu emprego em alta escala também na aviação civil. Espera-se que, quando os preços baixarem até patamares que garantam a viabilidade de sua utilização, os materiais compostos se tornarão a matéria-prima básica para a construção aeronáutica.

14.3 PROPULSÃO

Como vimos no primeiro capítulo, a realização do vôo e sua integração à vida cotidiana do homem, aconteceu em grande parte devido ao desenvolvimento dos motores de combustão interna. O surgimento e desenvolvimento dos motores a jato

abriu o horizonte aeronáutico possibilitando a utilização do avião nas mais variadas gamas de velocidades, inclusive o aparecimento de aeronaves supersônicas que podem alcançar velocidades superiores a Mach 3.

O maior desafio atualmente se encontra principalmente em desenvolver motores com rendimentos propulsivos cada vez maiores, isto é, motores cada vez mais econômicos. As linhas de pesquisa atuais envolvem trabalhos relacionados com hélices para vôo alto subsônico e hélices carenadas, as quais permitem eficiências propulsivas mais constantes na variada gama de velocidades do avião, e níveis de ruído e consumo de combustível mais baixos do que as das hélices convencionais. O mais recentes trabalhos nesta área produziram os motores prop-fan, que são motores turbo-hélice que acionam duas hélices contra-rotativas e com várias pás finas, todas encurvadas (ver figura 14.3). Tais motores que se encontram em fase de desenvolvimento, garantem os especialistas, substituirão num futuro muito próximo os motores turbofan utilizados nos aviões comerciais, dentro da mesma gama de velocidades destes últimos e proporcionando um consumo de combustível cerca de 35 % menor.

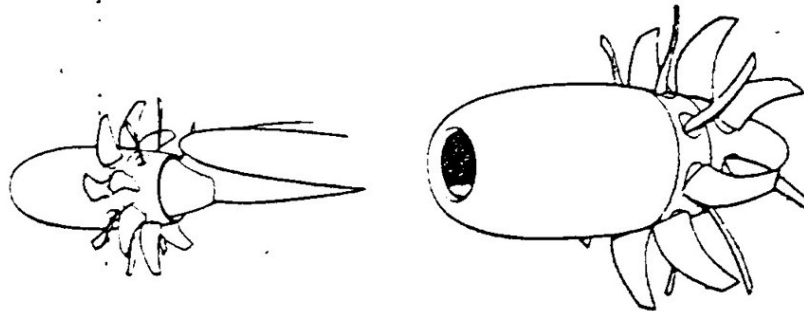


FIGURA 14.3 - Motor prop-fan.

Trabalhos de pesquisa envolvendo a utilização do hidrogênio como combustível alternativo também estão sendo realizados. Há duas grandes dificuldades e isso exigirá uma tecnologia muito especial. Em primeiro lugar, o hidrogênio terá de ser mantido à baixíssima temperatura de -253°C para manter-se liquefeito. E, ao liquefazer-se, o gás hidrogênio aumenta bastante seu volume, exigindo tanques muito volumosos. Pelos estudos da Airbus, um avião comercial movido a hidrogênio deverá acomodar o combustível em tanques localizados na parte superior da fuselagem, a qual poderá ser alongada para acomodar 35 passageiros a mais. Isto porque o gás liquefeito, embora mais volumoso, tem muito menor peso que o querosene ou a gasolina.

É previsto para o futuro aeronaves equipadas com motores nucleares que servirão como plataforma voadora de autonomia superprolongada, para transporte de mísseis do tipo

cruzador. Em virtude dos motores serem à reação nuclear atômica, a autonomia de cada vôo será praticamente ilimitada, na verdade dependendo única e exclusivamente da quantidade de óleo lubrificante estocado a bordo.

14.4 SISTEMAS

Os primeiros aviões eram máquinas extremamente simples e rudimentares, apresentando além de sua estrutura, o sistema de acionamento das superfícies de controle e o sistema de controle do funcionamento e alimentação do motor. Estas máquinas eram muito pouco seguras e difíceis de controlar, exigindo muita atenção e demasiado esforço físico do piloto. Além disso, a própria navegação do avião pelo espaço aéreo ficava a cargo unicamente do piloto, que se orientava através de mapas e cartas de navegação. Com o passar do tempo, os aviões foram evoluindo e vários sistemas foram desenvolvidos e incorporados, de maneira a minimizar a carga sobre o piloto e maximizar a segurança do vôo.

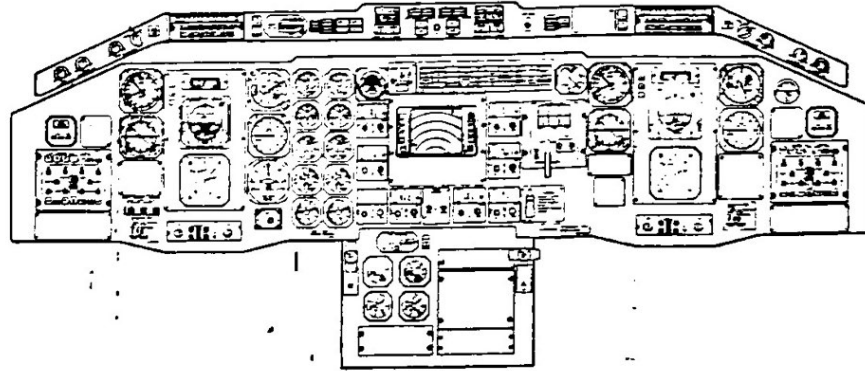
O rápido progresso da microeletrônica proporcionou uma evolução bombástica nos sistemas embarcados, no sistema de controle do espaço aéreo e de apoio à navegação, de maneira que, atualmente, microprocessadores e computadores de bordo dominam o vôo dos aviões modernos. Os aviões passam a ser máquinas altamente sofisticadas e extremamente seguras, apresentando inúmeros sistemas, na sua maioria microprocessados, aliviando a carga dos pilotos, garantindo a navegação mais precisa e monitorando adequadamente o funcionamento dos motores.

Os equipamentos embarcados passam a ter tanta importância na aviação comercial, militar e alta executiva que o valor da aviãoica passa a representar cerca de 50% do valor total da aeronave, ou até mais, principalmente em aviões militares. No caso particular de aviões militares de alta performance (caças táticos), a configuração básica destes, que garante alta manobrabilidade porém os tornam instáveis, exige a existência de um sistema de controle a bordo constantemente ativo, sem o qual a aeronave fica impossibilitada de voar.

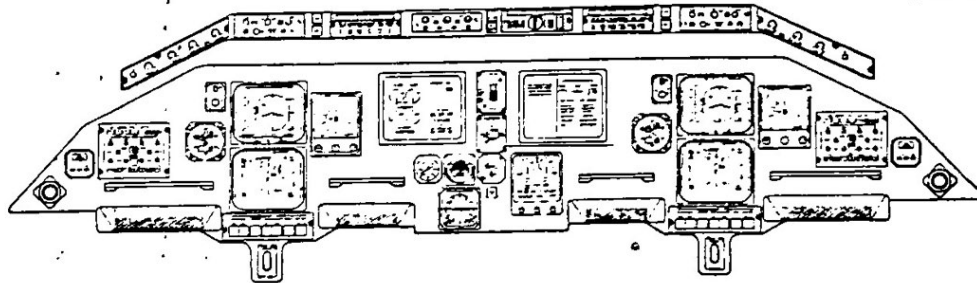
Os aviões e os sistemas de radionavegação atuais alcançaram tal grau de sofisticação que não há mais a necessidade de um ser humano controlar a aeronave pois ela pode decolar, voar e aterrizar sozinha sem que o piloto tenha mexido num só comando ou instrumento se quer.

As cabines de pilotagem dos aviões comerciais, também têm evoluído bastante e atingem hoje notáveis graus de sofisticação. Tanto que modernas aeronaves, como o A-320 do consórcio Airbus, oferecem mais mobilidade aos pilotos e até mesmo maior espaço livre, com a adoção de sistemas de comando elétricos (fly-by-wire) e side-sticks, estes últimos no lugar dos convencionais manches de coluna. Da cabine repleta de instrumentos está se passando à cabine limpa, com alguns monitores fornecendo os dados solicitados pelo piloto ou a ele informados quando ultrapassarem os limites da

normalidade. Este contraste pode ser observado comparando-se, através da figura 14.4, os painéis de instrumentos de um avião de três décadas atrás e um avião desenvolvido recentemente.



(a) Painel de instrumentos do avião Brasília



(b) Painel de instrumentos do avião CBA-123 Vector

FIGURA 14.4 - Evolução dos painéis de instrumento.

Mesmo os monitores atuais que utilizam tubos de CRT (Cathode Ray Tube, ou tubos de raios catódicos) semelhantes aos utilizados em cinescópios de televisão, já estão sendo substituídos pelos mostradores de LCD (Liquid Crystal Displays, ou mostradores de cristal líquido). Com os monitores de LCD ganha-se, no mínimo, 30% no peso e no volume, com as seguintes vantagens adicionais: leitura mais fácil, ausência absoluta de "fantasmas", menor consumo de energia e operação mais fria.

Num futuro não muito distante, são esperadas novidades, como os mostradores do tipo holográfico, colocado à altura da vista do piloto (head-up-display, equipamento já usado pelos aviões de combate ou treinamento militar), controles por voz humana ou até mesmo controle por ondas cerebrais.

14.5 AERODINÂMICA

Antes dos primeiros vôos, a aerodinâmica se resumia a minguados trabalhos eminentemente empíricos e embasados na intuição, muitos deles sem uma metodologia científica, não dispondo de recursos e conceitos satisfatórios para explicar tal evento. A partir do momento em que o mais-pesado-que-ou- ar alçou vôo, imensos interesses começaram a estimular uma corrida contra o tempo, em busca de uma teoria elaborada que permitisse explicar, quantificar e prever os fenômenos físicos relacionados com o vôo. A partir daí, a aerodinâmica nasce efetivamente como uma ciência.

Inúmeros trabalhos de pesquisa começam a ser realizados e rápidos progressos são alcançados, impulsionados principalmente pelas duas Grandes Guerras. O desenvolvimento dos túneis de vento e a utilização sistemática destes põem fim às especulações meramente intuitivas e possibilitam o efetivo entendimento dos fenômenos aerodinâmicos. Atualmente, o progresso da aerodinâmica chegou a tal ponto que podemos dizer que todos os conceitos básicos já foram estudados e compreendidos.

O advento da aerodinâmica computacional, possibilita hoje a simulação e aquisição de resultados estimados, referentes à estabilidade e controle de aeronaves, muito próximos aos resultados obtidos em ensaios em túneis de vento e com muito maior rapidez. Isto possibilita uma versatilidade nunca antes imaginada no estudo aerodinâmico de corpos com formas diversas.

A aerodinâmica passa agora a direcionar suas atividades para o estudo e aperfeiçoamento de perfis aerodinâmicos de alto rendimento, o que originou o surgimento e o desenvolvimento das asas voadoras como o superbombardeiro Northrop B-2 (ver figura 14.2) e aviões tais como o YF-22 e X-29.

O YF-22 Projetado pela equipe constituída pelas empresas Lockheed, Boeing e General Dynamics, devido a suas formas revolucionárias, é capaz de efetuar manobras nunca antes realizadas por qualquer outro avião. Esta aeronave venceu este ano a concorrência do programa ATF (Advanced Tactical Fighter, que significa Avião de Combate Avançado) coordenado pelo Departamento de Defesa dos EUA.

O avião X-29 da Grumman (ver figura 4.3), com asas de enflechamento invertido (negativo) e "canards" (pequenas asas localizadas à frente) ainda está em fase de desenvolvimento. Aviões do tipo X-29 apresentam a vantagem de um controle satisfatório em baixas velocidades, maior sustentação, menor arrasto e serão bastante menores, mais leves e mais econômicas que seus concorrentes de enflechamento clássico, oferecendo maior manobrabilidade e, em decorrência, serão menos vulneráveis em combates aéreos.

O problema das pontas de asa também é uma linha de pesquisa e desenvolvimento hoje, resultando numa enorme quantidade de boas soluções, tais como os winglets utilizados em alguns aviões atuais e a futurística asa anelada (em forma de

anel), ainda em estudo (ver figura 14.5) e que, segundo especulações, deverá pesar aproximadamente a metade de uma asa convencional, mas com a capacidade de transportar cargas maiores.

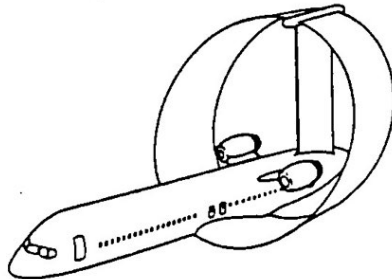


FIGURA 14.5 - Asa anelada.

Contínuos e expressivos trabalhos em aerodinâmica também vêm sendo realizados no desenvolvimento de conjuntos propulsores de aeronaves, atingindo ótimos resultados na economia de combustível, na eficiência propulsiva e níveis de ruído. Um dos enfoques em voga atualmente é o desenvolvimento de hélices para voo alto subsônico e que irão equipar os motores prop-fan já citados.

14.6 CONCLUSÃO

Do que foi exposto, podemos observar que o universo aeronáutico, desde os seus primórdios até nossos dias, se desenvolveu muito rapidamente. A aeronáutica é um campo permanentemente em evolução, incorporando e sendo o fator motivador para o desenvolvimento de tecnologias de ponta.

Muito ainda está por se descobrir e desenvolver, e assim será: enquanto houver homens e mentes pensantes, haverá idéias e um desejo insaciável de conhecimento e evolução.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Barroso, Carlos : Fundamentos de Engenharia Aeronáutica, 1986.
- Mondey, David: The International Enciclopedia of Aviation. Crown Publishers, Inc., 1986.
- Barroso, Carlos : Introdução à Engenharia Aeronáutica. Propesa, 1989.
- Talay, Theodore A.: Introduction to the Aerodynamics of Flight. National Aeronautics and Space Administration, 1975.
- Dommasch, Daniel O.; Sherby, Sydney S.; and Connolly, Tomas F.: Airplane Aerodynamics. Pitman Pub. Corp., 1951
- Rolls-Royce Limited : The Jet Engine. 3rd Edition, July 1969.
- Angelucci, Enzo: Todos os Aviões do Mundo. Companhia Melhoramentos de São Paulo Ind de Papel, 1981.
- Oliveira, J. Torres: Meteorologia Aeronáutica. 2ª edição, Editora Rex Ltda.
- Tieghi, Filho, Justiniano: Manual de Aviação Civil. 7ª edição, Departamento de Livros e Publicações do Grêmio Politécnico, 1972.
- Rocha, Luiz Carlos Weigert: Teoria de Vôo de Baixa Velocidade. ETA - Editora Técnica de Aviação Ltda.,
- Welch, John F.: Modern Airmanship. Fifth edition, Van Nostrand Reinhold Company, 1981.
- Layman, Donald W.: Private Pilot - Complete Programed Course. First edition, Aero Products Research, Inc., 1967.
- Pratt & Whitney Aircraft: The Aircraft Gas Turbine Engine and Its Operation. United Technologies Corporation, July 1980.
- Treager, Irwin E.: Aircraft Gas Turbine Technology, Second edition, Mc. Graw-Hill Book Company, 1979.
- Silva, Alcides Joaquim da: Estrutura de Avião. Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A., Junho 1989.
- Vasp: Noções Sobre Aeronaves. Vasp - Centro de Treinamento e Desenvolvimento.
- Embraer: Aerodinâmica. Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A.

- Embraer: Radiocomunicação, Radionavegação e Piloto Automático - EMB-110. Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A.
- Embraer: Familiarização Aeronáutica. 3ª edição, Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A., Abril 1986.
- Embraer: Instrumentos - Curso de Mecânicos de Manutenção do DAC. Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A.
- Embraer: Manual de operação EMB-121 Xingú. Vol 2 de 2, Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A.
- Embraer: Manual de Voo EMB-120 Brasília. OTNF 1VC-97-1-2, Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A.
- Aviation Maintenance Publishers, Inc.: Motores Aeronáuticos de Turbina a Gás. Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A.
- Manual de Voo Por Instrumentos. Vol.2.

$F + \frac{4L}{5} \lambda g - T = \frac{2L}{5} \lambda a$
 $T - 2L \lambda g = \frac{2L}{5} \lambda a$
 $F = \frac{L}{5} \lambda g = \frac{3L}{5} \lambda a$

$f = \frac{3L}{5} \lambda a + \frac{L}{5} \lambda g$

$\left(\frac{2F}{\left(\frac{3L}{5}\right)} + 2g \right) \left(\frac{2L}{5} \right) = g$
 $\left(\left(\frac{5}{3L}\right) 2F + 2g \right) \left(\frac{2L}{5} \right) = g$
 $\left(\frac{4F}{3L} \right) = \frac{4gL}{5} = g$

(0,0) (1,5)
 (1,0) (2,5)

FUNDAER - pag. 220