



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

Curso de Formação de Praças – RC

COMPÊNDIO

AERODINÂMICA BÁSICA

EPR: CAP António Vicente

CCF 332-2

Junho 2008



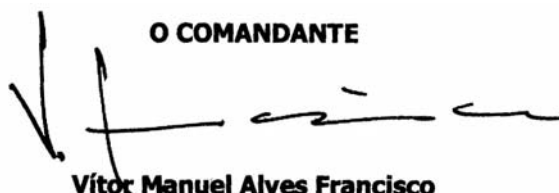


**MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL
FORÇA AÉREA PORTUGUESA
CENTRO DE FORMAÇÃO MILITAR E TÉCNICA**

CARTA DE PROMULGAÇÃO



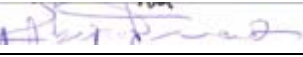

JUNHO 2008

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

O COMANDANTE

Vítor Manuel Alves Francisco
COR/PILAV

REGISTO DE ALTERAÇÕES

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

Cursos:	Curso de Formação de Praças - RC
Nome do Compêndio:	Aerodinâmica Básica
Disciplina:	Aerodinâmica Básica
Data de elaboração:	Março 2008
Elaborado Por:	CAP/ TMMMA António Vicente
Verificado Por:	Gabinete da Qualidade da Formação
Comando G. Formação:	TCOR/ ENGAER Lourenço da Saúde 
Director de Área:	MAJ/ TMMEL Abílio Carmo 
Director de Curso:	CAP/ TMMMA António Fernandes 
Formador:	CAP/ TMMMA António Vicente 

ATENÇÃO:

Esta publicação destina-se a apoiar os formandos a frequentarem os Cursos de Formação de Praças na disciplina de Aerodinâmica Básica.

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

ÍNDICE

INTRODUÇÃO	13
FISICA DA ATMOSFERA	15
GRANDEZAS E UNIDADES DO SISTEMA INTERNACIONAL – LEIS DE NEWTON	15
Grandezas e Unidades Fundamentais do SI	15
Massa [kg];	15
Tempo [s];	16
Temperatura [K];	16
Comprimento [m];	16
Grandezas e Unidades Derivadas do SI	16
Velocidade [ms^{-1}];	16
Aceleração [ms^{-2}];	17
Densidade;	17
Densidade absoluta ou massa específica [kg/m^3];	17
Força [N];	17
Peso [N];	18
Potência [W];	18
Pressão [Pa];	18
Volume [m^3];	19
Calor [J];	19
Leis de Newton	19
1ª Lei ou lei da inércia ou do equilíbrio	19
2ª Lei ou lei da aceleração.....	19
3ª Lei ou lei da igualdade da acção e da reacção	19
REVISÃO SUMÁRIA DA MECÂNICA DOS FLUIDOS	20
Fluido.....	20
Fluido Perfeito	20
Fluido em Repouso.....	20
Fluido Compressível e Incompressível	20
CONCEITOS BÁSICOS DE AERODINÂMICA	21
Atmosfera, Composição e Estrutura	21
Propriedades da Atmosfera	21
Pressão estática.....	22
Razão de pressões - δ	23
Temperatura	23

Razão de temperaturas - θ	23
Densidade, densidade absoluta ou massa específica	24
Razão de densidades - σ	24
Viscosidade.....	24
Lei universal dos gases ou equação de estado	25
Atmosfera Padrão Internacional (ISA).....	26
Necessidade da adopção de uma atmosfera padrão.....	26
Caudal Massa de Ar	27
Equação da Continuidade	28
Corrente de Ar Subsónica, Teorema de Bernoulli	29
Demonstração do teorema de Bernoulli	29
Equação de Bernoulli	31
Velocidade	31
Medição da Velocidade do Ar	31
Demonstração matemática do funcionamento do tubo de Pitot estático.....	33
Conversão da Velocidade.....	34
Erro do Instrumento	34
Erro de montagem/posição	35
Erro de Compressibilidade	35
Velocidade do ar indicada – VAI (IAS)	35
Velocidade do ar calibrada – VAC (CAS).....	35
Velocidade do ar equivalente – VAE (EAS)	37
Velocidade do ar verdadeira – VAV (TAS).....	38
Conversão da Altitude	41
Altitude pressão	42
Altitude densidade.....	42
Cálculo da Altitude Densidade.....	42
AERODINÂMICA	45
TERMINOLOGIA	45
Asa.....	45
Formas (planta)	45
Área ou superfície alar (S).....	45
Envergadura (b).....	46
Corda média (\bar{C}).....	46
Razão de aspecto (AR).....	46
Corda na raiz e corda na ponta.....	47

Razão de conicidade ou afilamento (λ).....	47
Ângulo de regressão ou de flecha (Λ)	47
Corda aerodinâmica média (MAC) ou (\bar{C})	48
Bordo de ataque	49
Bordo de fuga.....	49
Extradorso	49
Intradorso.....	49
Perfil Alar	49
Tipos: simétrico e assimétrico	49
Linha de corda.....	50
Corda	50
Curvatura máxima (flecha)	50
Espessura máxima	50
Linha de curvatura média	50
Perfil de curvatura positiva	51
Bordo de ataque	51
Bordo de fuga.....	51
Raio de concordância do bordo de ataque.....	51
Extradorso	51
Intradorso.....	51
Diversos	52
Trajectória real de voo	52
Vento relativo (VR)	52
Ângulo de ataque (α)	52
Ângulo de incidência (i).....	52
FORÇA AERODINÂMICA	52
Escoamentos em Torno de um Corpo.....	52
Resistência e densidade do ar	53
Camada limite	53
Forças de fricção.....	54
Escoamento laminar e escoamento turbulento.....	54
Escoamento bidimensional em torno de uma superfície aerodinâmica.....	56
Linhas aerodinâmicas e tubo aerodinâmico.....	56
Escoamento livre	57
Escoamento relativo.....	57
Downwash e upwash	57
Vórtices e estagnação	57

Distribuição de Velocidade e Pressão em Torno de um Perfil.....	58
Centro de Pressões	60
Centro Aerodinâmico.....	61
Influência da Velocidade (Pressão Dinâmica) na Força Aerodinâmica Produzida no Perfil Alar	61
Influência do Ângulo de Ataque na Força Aerodinâmica Produzida no Perfil Alar	61
Equação da Força Aerodinâmica.....	62
Coeficiente de Força Aerodinâmica	63
SUSTENTAÇÃO	64
Definição	64
Equação.....	65
Coeficiente de Sustentação (C_L)	67
Curvas do Coeficiente de Sustentação	67
Relação entre o Ângulo de Ataque e a Velocidade.....	67
Características do Perfil	68
RESISTÊNCIA AO AVANÇO	69
Definição	69
Equação.....	69
Coeficiente de Resistência (C_D)	70
Tipos de Resistência	70
Parasita - D_0	70
Resistência de forma	70
Resistência de atrito superficial	71
Resistência de interferência.....	72
Área parasita equivalente e equação da resistência parasita.....	72
Variação do coeficiente de resistência parasita com o coeficiente de sustentação.....	73
Efeito dos flaps e trem de aterragem na resistência parasita.....	73
Efeito da altitude na resistência parasita	73
Efeito da velocidade na resistência parasita	74
Induzida - D_i	74
Origem da resistência induzida	74
Equação da resistência induzida	76
Efeito da sustentação na resistência induzida.....	77
Efeito da altitude na resistência induzida	78
Efeito da velocidade na resistência induzida.....	78
Efeito da razão de aspecto na resistência induzida	79
Efeito da conicidade e da flecha das asas na resistência induzida	80
Métodos utilizados para a redução da resistência induzida	82
Resistência Total - D	83

Curva da Resistência Total	84
Razão Sustentação/Resistência.....	85
Voo em Condições Climatéricas Adversas	87
Contaminação da asa, gelo, neve e geada.....	87
PERDA E CARACTERISTICAS DA PERDA	88
Perda Aerodinâmica	88
Ângulo de Ataque da Perda.....	88
Causa da Perda.....	89
Avisos de Perda	90
Aerodinâmico	91
Mecânico.....	91
Transducer de sustentação (palheta de bordo de ataque)	91
Sistema indicador de ângulo de ataque.....	92
Influência da Asa (planta) na Perda	92
Asa elíptica.....	93
Asa rectangular	93
Asa com conicidade moderada	94
Asa com conicidade baixa	94
Asa de ponta afilada	94
Asa em flecha.....	95
Washout e washin – Processos utilizados para canalizar a perda para a raiz da asa	96
Recuperação de Perda.....	101
Velocidade de Perda	102
Equação.....	102
Efeito do peso	103
Efeito da altitude	103
Efeito da configuração.....	103
Efeito da aceleração.....	104
Efeito do impulso	105
Velocidade de perda na subida.....	106
Velocidade de perda na descida	106
Velocidade de perda em volta (V_{pv})	106
DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES.....	107
Métodos Empregues	108
Modificação da curvatura do perfil	108
Atraso da separação da camada limite	108
Controlo da camada limite por sucção	109
Controlo da camada limite por sopro	109

Geradores de vórtices.....	109
Tipos.....	110
Flaps de bordo de fuga.....	110
Dispositivos de bordo de ataque.....	112
Utilização conjunta de dispositivos de bordo de ataque e de bordo de fuga.....	115
Utilização dos dispositivos de alto C_L na descolagem.....	115
Utilização dos dispositivos de alto C_L na aterragem.....	116
TEORIA DE VOO.....	117
VOO HORIZONTAL ESTABILIZADO.....	117
PERFORMANCE NA SUBIDA.....	119
Equações de Equilíbrio na Subida.....	120
Ângulo de Subida (γ).....	121
Equação.....	122
Efeito da altitude.....	122
Efeito do peso.....	123
Efeito do vento.....	123
Ângulo de ataque para o melhor ângulo de subida.....	123
Razão de Subida.....	125
Equação.....	126
Efeito da altitude.....	126
Efeito do peso.....	127
Efeito do vento.....	127
Velocidade de Perda na Subida.....	128
Polar de Potência Máxima.....	129
Ângulo de Subida / Razão de Subida.....	130
PERFORMANCE NA DESCIDA.....	131
Com Impulso.....	131
Equações de equilíbrio.....	131
Ângulo de descida (γ).....	132
Equação.....	132
Razão de descida (velocidade de afundamento).....	132
Equação.....	132
Efeito da configuração.....	133
Sem Impulso - Voo Planado.....	133
Equações de equilíbrio.....	134
Equação do ângulo de planeio.....	134
Ângulo de planeio mínimo.....	135

Razão de planeio – R_p	136
Polar sem potência.....	136
Efeito do vento no voo planado.....	137
Efeito do peso no voo planado	138
Efeito da configuração no voo planado	139
PERFORMANCE DA VOLTA	140
Volta Horizontal	140
Equações de equilíbrio.....	140
Raio de volta – R	141
Razão de volta – R_v	142
Limites da performance do raio de volta	143
Limite aerodinâmico.....	143
Limite estrutural	143
Limite de impulso	145
Volta Vertical	146
Volta positiva.....	146
Equações de equilíbrio	147
Factor de carga	147
Volta negativa	147
Equações de equilíbrio	148
Factor de carga	148
Envelope de Voo (Diagrama V-N).....	148
Velocidades limites de operação.....	150
Limites de velocidade operacionais.....	153
Carga de rajada	153
Efeito da rajada vertical no factor de carga (n).....	154
Efeito da rajada vertical na perda.....	155
Outros limites	156
Limitação de velocidade com trem de aterragem e flaps em baixo	156
Velocidade de operação do trem de aterragem (V_{LO}).....	156
Velocidade com trem de aterragem descido (V_{LE})	156
Limite de velocidade com flaps (V_F).....	156
Cargas no solo.....	157
ESTABILIDADE E DINÂMICA DE VOO	159
INTRODUÇÃO	159
Tipos de Estabilidade.....	160
Eixos e Graus de Liberdade.....	160

ESTABILIDADE ESTÁTICA	161
Estabilidade Estática Positiva	162
Estabilidade Estática Negativa.....	162
Estabilidade Estática Neutra.....	162
ESTABILIDADE DINÂMICA.....	163
Movimento Não-Oscilatório.....	163
Movimento Oscilatório.....	165
ESTABILIDADE LONGITUDINAL.....	166
Estabilidade Estática Longitudinal.....	166
Efeito da posição do centro de gravidade na estabilidade estática longitudinal e controlo em picada do avião.....	167
Relação entre estabilidade estática e controlo.....	171
Gráfico da estabilidade estática longitudinal.....	171
Variação do coeficiente do momento de picada (C_M) com o coeficiente de sustentação (C_L).....	172
Comparação entre a condição de estabilidade e instabilidade.....	172
Contributo dos diferentes componentes do avião para a estabilidade estática longitudinal.....	173
Efeito da deflexão do leme de profundidade (elevador).....	176
Combinação dos vários componentes do avião.....	177
Estabilidade Dinâmica Longitudinal.....	177
ESTABILIDADE DIRECCIONAL.....	179
Definição	179
Ângulo de Deslizamento ou Derrapagem (β).....	180
Contribuição das Partes dum Avião para a Estabilidade Direccional do Conjunto.....	181
Efeito da rotação do hélice (aviões monomotores).....	183
Efeito do ângulo de ataque	183
Combinação dos vários componentes do avião.....	184
ESTABILIDADE LATERAL.....	184
Definição	184
Derrapagem Devido ao Baixar da Asa.....	185
Diedro	185
Efeito do diedro.....	186
Efeito do tipo de asa, alta ou baixa	186
Efeito da regressão alar (asa em flecha).....	187
Efeito do estabilizador vertical (EV).....	187
Estabilização	188
Conclusão.....	189
Efeitos Combinados	190
Guinada adversa	190

Enrolamento adverso	191
Divergência direccional.....	191
Divergência em espiral	192
Dutch Roll (oscilação lateral direccional)	192
Vrille	193
Condições para a existência da Vrille	193
Vrille de auto-rotação e deslizamento	194
Recuperação da Vrille.....	194
ANEXOS	197
ANEXO A – CONVERSÃO DE UNIDADES	197
ANEXO B – CONVERSÃO DE TEMPERATURAS	199
ANEXO C – PREFIXOS DO SISTEMA INTERNACIONAL	200
ANEXO D – VALORES DE REFERÊNCIA (SL)	201
ANEXO E – ALFABETO GREGO.....	202
ANEXO F – TABELA ATMOSFERA PADRÃO	203
BIBLIOGRAFIA	205
LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR.....	LPV-1

INTRODUÇÃO

O estudo da aerodinâmica importa cada vez mais, como base prévia dos projectos e desenvolvimentos aeronáuticos e astronáuticos, mas não só, também aos projectos de construção civil (ex: estudo de pontes e edifícios de certa envergadura), ou aos projectos de outras máquinas de alta velocidade (ex: automóveis, comboios, barcos, etc.).

Contudo o desenvolvimento da matéria aqui apresentada orienta-se para aplicação aeronáutica, nesta era de satélites artificiais girando em torno do globo terrestre, de aviões capazes de subir até altitudes da ordem dos 100 km e de atingir velocidades seis vezes superiores à velocidade do som é evidente que a ciência progrediu consideravelmente. Os aviões actuais são máquinas bastante complexas, com muito mais problemas aerodinâmicos que os seus antecessores. Para os reparar o técnico, deve possuir um conhecimento básico dos princípios de voo. Eis porque o estudo da Aerodinâmica se tornou importante.

Pretende-se assim com esta sebenta dar aos alunos do CFPRC das especialidades MMA, MELIAV, MARME e ABST noções básicas elementares de aerodinâmica, de modo que o aluno passe a conhecer o assunto de forma a que esteja apto a consultar qualquer publicação em que este tema seja tratado mais pormenorizadamente. Nesta publicação explicar-se como actuam as diversas grandezas que afectam o voo duma aeronave, assim como é possível esse mesmo voo.

Começaremos por recapitular algumas leis básicas do movimento, a atmosfera "standard", e a nomenclatura dos aviões.

FISICA DA ATMOSFERA

GRANDEZAS E UNIDADES DO SISTEMA INTERNACIONAL – LEIS DE NEWTON

Isaac Newton formulou três leis do movimento que são de extrema importância para o estudo da aerodinâmica.

O sistema internacional de unidades (SI) é um conjunto de definições utilizado em quase todo o mundo moderno, com o objectivo de uniformizar e facilitar as medições. Neste sistema as grandezas e respectivas unidades dividem-se em fundamentais e derivadas.

Grandezas e Unidades Fundamentais do SI

Massa [kg];

Definição – Em física, a **massa** é, grosso modo, o mesmo que quantidade de matéria. Existem dois conceitos distintos de massa. A **massa inercial** que é uma medida da resistência de um corpo à aceleração e que se define a partir da 2ª lei de Newton, e a **massa gravitacional**, que é a quantidade de massa que provoca a atracção gravitacional entre corpos e que se define pela Lei da Gravitação Universal.

Até ao momento, todas as experiências realizadas mostram que a massa gravitacional é igual (proporcional) à massa inercial. É por este motivo que a aceleração gravítica de um corpo no vácuo é independente da massa: a quantidade de matéria que causa a aceleração é exactamente igual à quantidade de matéria que resiste à aceleração.

Podemos dizer que a massa de um corpo é uma medida indirecta da sua inércia, ou seja a medida da maior ou menor facilidade com que se lhe altera o estado de repouso ou movimento.

Um corpo, neste contexto, pode ser constituído por qualquer substância; um gás, um líquido ou um sólido.

Unidade⁽¹⁾ – Quilograma (kg)

⁽¹⁾ As unidades utilizadas são as do Sistema Internacional (SI), seus múltiplos e submúltiplos. Num ou noutro caso são utilizadas unidades de uso comum em aviação.

Tempo [s];

Definição – A concepção comum de **tempo** é indicada por intervalos ou períodos de duração. Pode dizer-se que um acontecimento ocorre depois de outro acontecimento. Além disso, pode-se medir o quanto um acontecimento ocorre depois de outro.

Unidade – Segundo (s)

Temperatura [K];

Definição – De forma qualitativa, podemos descrever a temperatura de um corpo como aquela que determina a sensação de quanto ele está quente ou frio quando entramos em contacto com ele. É fácil mostrar que quando dois corpos são postos em contacto (contacto térmico), o corpo com temperatura maior arrefece, enquanto que o corpo com temperatura mais baixa aquece, até um ponto em que não ocorrem mais mudanças e, para os nossos sentidos, eles parecem estar com a mesma temperatura.

Unidade – Kelvin (K)

Comprimento [m];

Definição – Extensão de um corpo considerado na sua maior dimensão;

Unidade – Metro (m)

Grandezas e Unidades Derivadas do SI

Velocidade [ms^{-1}];

Definição – A velocidade define-se como sendo a razão do deslocamento por unidade de tempo.

Nota

Em aviação é usual utilizar-se a unidade nó (knot) para medir a velocidade (um nó equivale a uma milha náutica por hora)

1 nó = 1 milha náutica/hora

1 nó = 6080 ft/h

1 nó = $6080 \times 0,305 \div 3600$

1 nó = 0,515 m/s (1 nó = 1,85 km/h)

Unidade – Metro por segundo (m/s)

Aceleração [ms^{-2}];

Definição – A aceleração define-se como sendo a variação do movimento (velocidade) de um corpo por unidade de tempo.

Unidade – Metro por segundo quadrado (m/s^2)

Densidade;

Definição – A densidade é a razão entre a massa de certo volume de uma substância e a do volume igual de outra substância tomada como referência (normalmente a água).

Unidade – Adimensional

Densidade absoluta ou massa específica [kg/m^3];

Definição – A densidade absoluta ou massa específica de uma substância é a massa dessa substância por unidade de volume.

Unidade – Kilograma por metro cúbico (kg/m^3)

Força [N];

Definição – A força define-se como toda a causa que modifica o estado de repouso ou de movimento de um corpo. (grandeza vectorial que quando aplicada num corpo tende a modificar o seu estado de movimento).

Unidade – Newton (N)

Peso [N];

Definição – O peso é uma força produzida pela atracção gravítica da terra.

Nota

O peso de um corpo, ao contrário da sua massa, varia consoante a posição do espaço em que esse corpo se encontra. O ponto da aeronave onde o peso actua (ponto de aplicação) é chamado o centro de gravidade (CG). Este ponto pode deslocar-se dentro de determinados limites, por razões de estabilidade e controle e, em voo, um avião roda em torno do centro de gravidade.

Unidade – Newton (N)

Potência [W];

Definição – A potência define-se como sendo o regime a que se produz trabalho.

$$\text{Potência (W)} = \frac{\text{Trabalho (J)}}{\text{Tempo (s)}} = \frac{\text{Força (N)} \times \text{Distancia (m)}}{\text{Tempo (s)}}$$

$$\text{Potência} = \text{Força} \times \text{Velocidade}$$

Unidade – Watt (W)

Pressão [Pa];

Definição – Pressão (P) é a força (F) por unidade de superfície (S).

$$P = \frac{F}{S}$$

Unidade – Pascal (N)

Volume [m⁻³];

Definição – Espaço ocupado por um corpo ou substância.

Unidade – Metro cúbico (N)

Calor [J];

Definição – Forma de energia, associada com o movimento individual de átomos ou moléculas, à qual se devem os fenómenos caloríficos (aquecimento, dilatação dos corpos, certas mudanças de estado e transformações químicas).

Unidade – Joule (J)

Leis de Newton

1ª Lei ou lei da inércia ou do equilíbrio

Todo o corpo permanece no seu estado de repouso ou de movimento (rectilíneo e uniforme) se todas as forças que sobre ele actuarem se equilibrarem.

2ª Lei ou lei da aceleração

Se uma força actua sobre um corpo, este é acelerado na direcção da força, sendo esta aceleração directamente proporcional à força aplicada e inversamente proporcional à massa do corpo.

$$a = \frac{F}{m} \Leftrightarrow F = m \times a$$

3ª Lei ou lei da igualdade da acção e da reacção

A qualquer acção corresponde sempre uma reacção de igual direcção e módulo, mas de sentido contrário.

Fluido

Substância que flui, isto é, que não consegue resistir a esforços tangenciais, pelo que não mantém a sua forma quando sujeito aos referidos esforços, conceito associado normalmente a líquidos e gases.

Fluido Perfeito

O fluido perfeito caracteriza-se por ter viscosidade nula e ser incompressível.

Fluido em Repouso

Não havendo tensões de corte no fluido perfeito, as forças actuantes no fluido são normais às superfícies e estão em equilíbrio:

$$\sum F_H = 0 \qquad \sum F_V = 0$$

Fluido Compressível e Incompressível

Fluido incompressível – Peso específico (w) é constante podemos dizer que ρ é constante.

Fluido compressível – Peso específico é função da pressão.

$$w = \rho \times g$$

CONCEITOS BÁSICOS DE AERODINÂMICA

A maior parte dos problemas a abordar contemplam interações entre máquinas e massas de ar atmosférico, o que confere importância essencial ao estudo da atmosfera.

Atmosfera, Composição e Estrutura

Atmosfera é a camada fluida constituída por uma mistura gasosa adjacente à superfície do globo terrestre e que roda com este à mesma velocidade média.

Esta mistura compõe-se, em percentagem de volume de:

- 78,0 de **azoto**
- 21 de **oxigénio**
- 0,93 de **argon**
- 0,03 de **anidrido carbónico**
- 0,0018 de **néon**
- 0,000525 de **hélio**
- 0,00005 de **hidrogénio**
- 0,00001 de **kripton**
- 0,000008 de **xénon**
- 0,000001 de **ozono**
- 0,000000000006 de **rádón**

O vapor de água está sempre presente variando entre 0,25 e 2,5%.

No estudo da aerodinâmica considera-se praticamente o ar seco porque o erro resultante desta aproximação no caso da densidade de ar, é da ordem dos 0,5% para condições médias de $t = 15^{\circ}\text{C}$ e 50% de humidade relativa.

Propriedades da Atmosfera

As propriedades mais importantes da atmosfera (ar atmosférico) que afectam o comportamento

aerodinâmico são:

- Pressão estática;
- Temperatura;
- Densidade, densidade absoluta, ou massa específica;
- Viscosidade.

Pressão estática

Definição – A pressão estática do ar (P), a um determinado nível, é simplesmente o peso da coluna de ar que se encontra acima desse nível por unidade de área.

Deve-se ao movimento aleatório das partículas de fluido dependendo portanto da temperatura;



Fig. 1 – Pressão estática

À semelhança de qualquer pressão, também a pressão estática se faz sentir perpendicularmente à superfície (Figura 1).

Unidade – Kg/m^2 . Esta unidade é denominada Pascal e é uma unidade muito pequena. Em aviação é costume utilizar-se o hectopascal (hPa) ($100,1 \text{ hPa} = 1 \text{ milibar}$).

Ao nível do mar, a pressão estática é de 1013,25 hPa ou milibares.

A pressão estática diminui com a altitude uma vez que diminui o peso da coluna de ar que se encontra acima dessa altitude. A uma altitude de 18 000 ft a pressão é aproximadamente metade da pressão ao nível do mar.

Razão de pressões - δ

Razão entre a pressão estática local e a verificada ao nível médio das águas do mar.

$$\delta = \frac{P_1}{P_0}$$

Temperatura

Definição – A temperatura absoluta do ar é outra propriedade importante. A vulgar escala centígrada de medição de temperatura tem o zero na temperatura de congelação da água, mas o zero absoluto de temperatura é obtido à temperatura de $-273,15\text{ }^\circ\text{C}$. Assim, a temperatura standard ao nível do mar ($15\text{ }^\circ\text{C}$) corresponde à temperatura absoluta de $288,15\text{ }^\circ\text{C}$. Esta escala de temperatura absoluta é designada de escala Kelvin.

Unidade – Graus centígrados ($^\circ\text{C}$) quando medida em relação ao ponto de congelação da água. Graus Kelvin (K) quando medida em relação ao zero absoluto. $0\text{ }^\circ\text{C}$ é equivalente a $273,15\text{ K}$.

A temperatura diminui com o aumento de altitude ($1,98\text{ }^\circ\text{C}$ por cada 300 m) na troposfera até uma altitude de aproximadamente 11 km ($36\ 089\text{ ft}$) permanecendo constante ($-56,5\text{ }^\circ\text{C}$) na estratosfera até cerca dos 20 km .

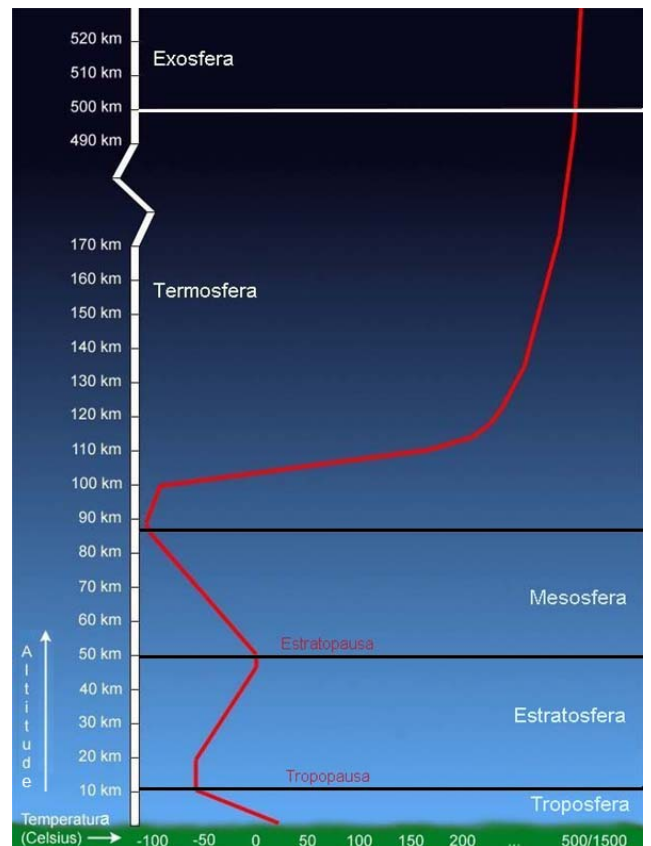


Fig. 2 – Variação da temperatura ao longo da atmosfera

Razão de temperaturas - θ

Razão entre a temperatura absoluta local e a verificada ao nível médio do mar.

$$\theta = \frac{T_1}{T_0}$$

Densidade, densidade absoluta ou massa específica

Definição – É a propriedade mais importante para a Aerodinâmica e define-se como a massa de ar por unidade de volume. É uma medida directa da quantidade de matéria que existe, por unidade de volume, por exemplo, em cada m³ de ar.

$$\rho = \frac{\text{Massa}}{\text{Volume}}$$

Símbolo – ρ [rho]

Unidade – Kg/m³

Nota

A densidade relativa é também uma propriedade específica de cada substância, que a identifica e a diferencia das outras substâncias.

Duma maneira formal podemos dizer que densidade relativa duma substância é a razão entre a sua densidade absoluta e a densidade absoluta duma substância tida como padrão, normalmente a água (H₂O a 4 °C).

Razão de densidades - σ

Razão entre a densidade absoluta local e a verificada ao nível médio das águas do mar.

$$\sigma = \frac{\rho_1}{\rho_0}$$

Viscosidade

Definição – A viscosidade pode definir-se como sendo o resultado da fricção interna de um fluído, produzida pela atracção molecular, que faz com que surja resistência à sua tendência em fluir. É portanto a propriedade que diz respeito ao atrito interno que as camadas de fluido exercem umas sobre as outras.

A viscosidade é importante no estudo do fluxo de ar nas proximidades da superfície do avião.

Região esta denominada de camada limite.

Em Aerodinâmica estudam-se aspectos que incluem tanto a viscosidade como a densidade sendo usual utilizar-se a seguinte formula para a medida da viscosidade (viscosidade cinemática).

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

Em que:

ν - Representa a viscosidade cinemática

μ - Representa a viscosidade absoluta

ρ - Densidade absoluta

A viscosidade absoluta e a densidade diminuem com o aumento de altitude, mas a segunda a um ritmo mais rápido pelo que a viscosidade cinemática aumenta com a altitude.

Lei universal dos gases ou equação de estado

A lei universal dos gases diz que a densidade dum gás varia na razão directa da pressão e na razão inversa da temperatura. A equação de estado da atmosfera relaciona a pressão, a densidade e a temperatura com uma constante. Esta expressão é válida para todas as altitudes e tem a seguinte forma:

$$P = \rho \times R \times T$$

R – Constante para o ar considerado como gás perfeito (287 J/kg.K)

P – Pressão atmosférica

T – Temperatura

ρ – Densidade ou massa especifica

Como podemos verificar pela equação abaixo a densidade do ar é directamente proporcional à pressão atmosférica e inversamente proporcional à temperatura.

O que à primeira análise, não nos poderia concluir numa forma expedita quanto à influência da altitude na densidade.

$$\rho = \frac{P}{R \times T}$$

É sabido que o aumento da altitude provoca a diminuição da pressão e da temperatura, no entanto verifica-se que a pressão diminui a uma taxa mais elevada do que a temperatura, pelo que a densidade do ar decresce com o aumento da altitude.

Atmosfera Padrão Internacional (ISA)

Necessidade da adopção de uma atmosfera padrão

Acontece, que ao longo do ano, durante os dias, nas mesmas altitudes, longitudes e latitudes se verificam variações significativas dos parâmetros que definem as condições atmosféricas.

Os valores de temperatura, pressão, viscosidade e densidade não são constantes em nenhum ponto da atmosfera mudando constantemente. Havia portanto necessidade de utilizar um sistema que nos permitisse abstrair destas variações.

Para que se possa dispor de uma base de comparação para comportamentos e performances das aeronaves, para calibração de instrumentos de pressão, etc., foram definidas pela **International Civil Aviation Organization** (ICAO) condições standard das propriedades da atmosfera, "International Standard Atmosphere".

O estabelecimento da atmosfera padrão foi feito a partir de observações estatísticas sobre latitudes médias do hemisfério norte; assumiu-se depois que a variação da temperatura na troposfera era linear e que a tropopausa se verificava aos 11 000 m (36 089 ft).

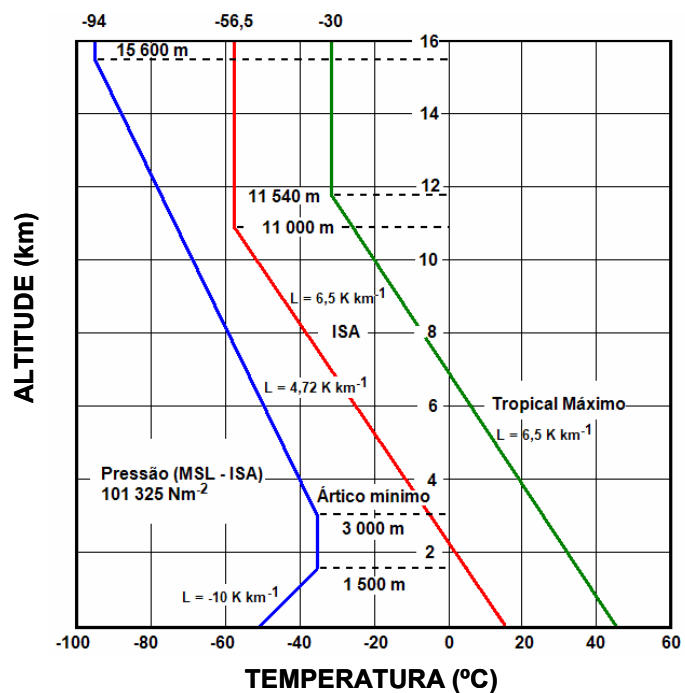


Fig. 3 – Variação da temperatura com a altitude

A atmosfera padrão internacional parte das seguintes condições ao nível do mar (SL):

Pressão: 101 325 Pa = 29,92 in Hg

Temperatura: 15 °C = 59 F

Densidade relativa ou massa específica: 1,225 kg/m³ = 0,00237 slug/ft³

Na tabela 1 podemos observar as variações da temperatura com a altitude

Altitude (ft)	Temperatura (°C)	Pressão (hPa)	Densidade (Kg/m³)
-5000	47,5	1776,88	1,9305
-4000	41	1595,55	1,7694
-3000	34,5	1429,51	1,6187
-2000	28	1277,74	1,4781
-1000	21,5	1139,29	1,3470
0	15	1013,25	1,225
5000	5,1	843,1	1,056
10 000	- 4,8	696,8	0,905
15 000	-14,7	571,8	0,771
20 000	- 24,6	465,6	0,653
25 000	- 34,5	376,0	0,549
30 000	- 44,4	300,9	0,458
35 000	- 54,3	238,4	0,386
40 000	- 56,5	187,6	0,302
45 000	- 56,5	147,5	0,237
50 000	- 56,5	116,0	0,186

Tab. 1 – Atmosfera padrão internacional

Caudal Massa de Ar

A tubeira (túnel aerodinâmico) representada na figura apresenta um estreitamento (área) na secção 2 e uma extremidade aberta em forma de cone na secção 3. A área desta secção é maior do que a área da secção 1.

Em regime permanente (regime em que as características do escoamento caso da pressão, a velocidade, etc., são independentes do tempo, isto é podemos dizer que são função única da posição) considera-se que a massa de ar que entra na tubeira num dado intervalo de tempo é igual à que sai nesse mesmo intervalo.

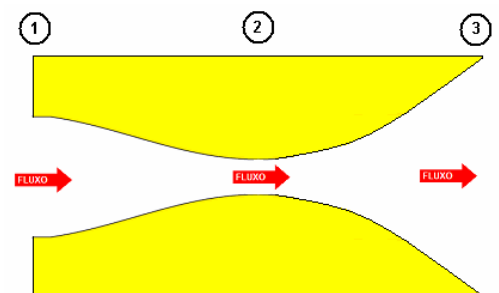


Fig. 4 – Tubeira de seção variável

Portanto o caudal massa de ar ao longo da tubeira é constante, ou seja, é constante o fluxo da massa de ar

nas três secções: "fluxo em regime permanente".

Para obter o caudal massa de ar (caudal mássico) multiplica-se o caudal volumétrico pela densidade do ar como se segue:

Caudal volumétrico (\dot{Q})

$$\dot{Q} = A \times V$$

Caudal mássico (\dot{m})

$$\dot{m} = A \times V \times \rho$$

Equação da Continuidade

Uma das leis Universais fundamentais é a que diz que "a energia e a massa não podem ser criadas nem destruídas, mas apenas transformadas uma na outra" - ***princípio da continuidade***.

No caso de um escoamento de ar, o princípio da continuidade pode ser expresso pela equação da continuidade que relaciona a velocidade do fluxo de ar que atravessa uma tubeira de secção variável (tubo de Venturi) com a área da secção transversal dessa tubeira.

$$\dot{m} = A \times V \times \rho = \text{Constante} \Leftrightarrow V = \frac{\text{Constante}}{A \times \rho}$$

$A \times V \times \rho$ é o caudal mássico (massa por unidade de tempo).

Embora o ar seja compressível e isso afecte os valores da massa específica (ρ), para velocidades inferiores a 0,4 M⁽²⁾ podem desprezar-se os efeitos de compressibilidade e assumir-se que ρ é constante. Assim:

$$V = \frac{\text{Constante}}{A}$$

Desta última equação deduz-se que a velocidade é inversamente proporcional à área da secção transversal da tubeira, como também se pode verificar na figura 5.

⁽²⁾ M = Número de Mach (razão entre a velocidade do ar e a velocidade local do som)

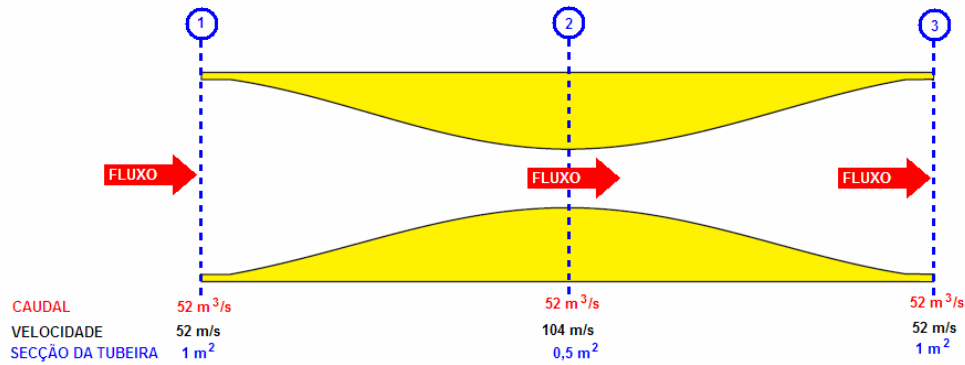


Fig. 5 – Variação da velocidade ao longo da tubeira de secção variável

Corrente de Ar Subsónica, Teorema de Bernoulli

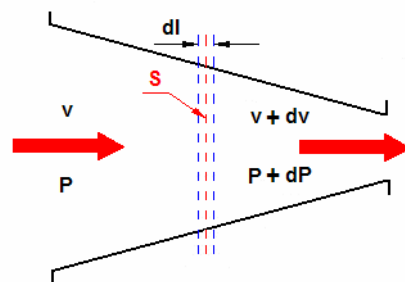
Bernoulli, fazendo uso do princípio da conservação de energia, desenvolveu um conceito que explica o comportamento das pressões estática e dinâmica de um caudal mássico que atravessa uma tubeira de secção variável.

De acordo com a lei da conservação da energia a pressão total do ar (P_T) permanece constante. Deste modo, ao aumento de uma das suas formas (estática ou dinâmica) corresponde uma diminuição da outra.

Demonstração do teorema de Bernoulli

Considerando a tubeira convergente da figura em que:

- dl – comprimento infinitesimal
- S – área transversal média da tubeira
- v – velocidade do escoamento
- dv – acréscimo de velocidade
- P – pressão do escoamento
- dP – acréscimo de pressão do escoamento
- V – volume



$$\Delta P = P - (P + dP)$$

$$F = P \times S \quad \text{e} \quad F = m \times a$$

$$m = \rho \times V \quad \text{e} \quad V = dl \times S \quad \Rightarrow \quad m = \rho \times dl \times S$$

$$a = \frac{dv}{dt}$$

$$F = \rho \times dl \times S \times \frac{dv}{dt} \Leftrightarrow F = \rho \times S \times \frac{dl}{dt} \times dv \Rightarrow F = \rho \times S \times v \times dv \quad \text{pois } v = \frac{dl}{dt}$$

$$F = (P \times S) - [(P + dP) \times S] \Leftrightarrow F = (P \times S) - (P \times S) - (dP \times S) \Rightarrow F = -dP \times S$$

$$-dP \times S = \rho \times S \times v \times dv \Leftrightarrow -dP = \rho \times v \times dv \Leftrightarrow \int dP = -\rho \int v \times dv \quad \text{pois } \rho \text{ é constante}$$

$$P = -\rho \times \frac{v^2}{2} + \text{const} \Leftrightarrow P + \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 = \text{const} \Leftrightarrow P + q = \text{const} \quad \text{pois } q = \frac{1}{2} \times \rho \times v^2$$

Representando:

P - pressão estática

q - pressão dinâmica

Enunciado:

"A pressão total é constante ao longo do escoamento".

Podendo então ser representada pela equação:

$$P_T = P + q = \text{const}$$

A energia (pressão) total do sistema é igual à soma das energias "potencial e cinética" correspondendo a energia potencial à pressão estática (P) e a energia cinética ou de movimento à pressão dinâmica (q)

$$E_C = \frac{1}{2} \times m \times V^2 \Leftrightarrow q = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2$$

Assim podemos dizer que a pressão total (P_T) é o somatório da pressão estática e da pressão dinâmica.

∴ A pressão estática e a pressão dinâmica são inversamente proporcionais.

No tubo de venturi existe um aumento da velocidade do ar (princípio da continuidade), um aumento da pressão dinâmica e a diminuição da pressão estática (teorema de Bernoulli).

Equação de Bernoulli

$$P_T = P + q = \text{Constante}$$

$$P = P_T - q$$

$$q = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2$$

Velocidade

O conhecimento da velocidade dum avião é muito importante na medida em que afecta a sustentação e a resistência. O piloto serve-se dela para estabelecer o ângulo de planeio mínimo, para obter a máxima autonomia e para controlar diversas manobras.

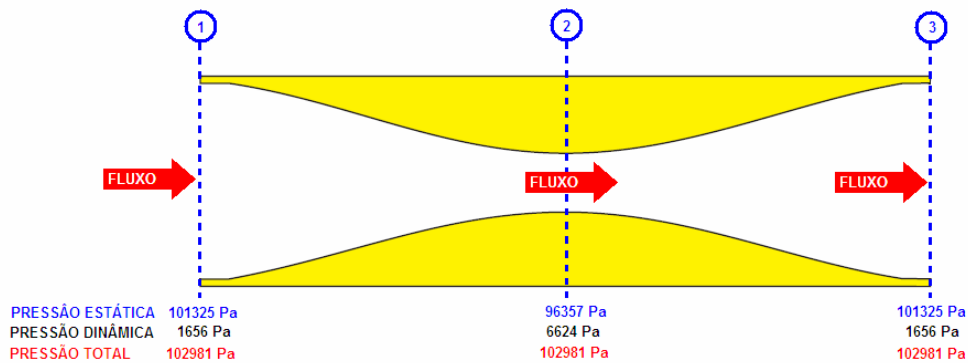


FIG. 6 – VARIAÇÃO DE PRESSÕES AO LONGO DE UMA TUBEIRA DE SECÇÃO VARIÁVEL

Medição da Velocidade do Ar

A pressão dinâmica na equação de Bernoulli virá:

$$q = P_T - P$$

Esta equação é a base teórica do funcionamento do velocímetro e o princípio do sistema para medição da velocidade, (Pitot estático) tal como se verá mais adiante. Na figura 7 está representado um objecto de

configuração simétrica colocado numa corrente fluida e a distribuição das linhas de corrente em seu torno. O fluxo a montante do objecto (secção 1) possui uma determinada pressão total, devida à sua velocidade, densidade e pressão estática. No ponto onde as linhas de corrente chocam com a extremidade anterior do objecto (secção 2), a velocidade relativa da linha de corrente é nula.

Este ponto designa-se normalmente por ponto de estagnação anterior. Como já se viu, quando a velocidade diminui a pressão estática aumenta. Portanto no ponto de estagnação (região pequena próxima do bordo de ataque onde a velocidade local fica "estagnada", isto é, por outras palavras, a velocidade é nula relativamente ao perfil alar) aumentará até atingir o valor da pressão total do fluxo. Onde não existe velocidade, logicamente, não haverá pressão dinâmica e, assim sendo, a pressão estática no ponto de estagnação é igual à pressão total.

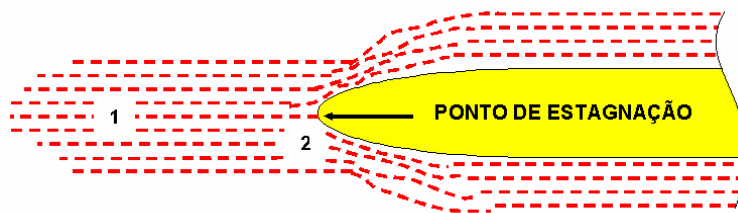


Fig. 7 – Corrente fluida em torno de um corpo simétrico

Portanto a pressão toma o valor da pressão total; toda a energia cinética se transforma em energia de pressão que assim adquire o máximo valor possível.

$$P_T = P + \frac{1}{2} \times \rho \times V^2$$

Como $V = 0$ teremos

$$P_T = P$$

O indicador de velocidade do ar é na realidade um instrumento que mede pressão.

A pressão total é captada pela tomada de pressão total do tubo de Pitot (perpendicular ao escoamento), o tubo de Pitot pode dispor de outra tomada capaz de receber a pressão estática P , (tomada de pressão estática), que deve situar-se numa face do avião que seja paralela ao escoamento para que não haja qualquer influência da pressão dinâmica, a membrana elástica da escala do velocímetro, ou cápsula diafragma, representada na figura 8, deforma-se em função da diferença entre as duas pressões, ou seja de $\frac{1}{2} \times \rho \times V^2$ e transmite o seu movimento a um ponteiro que se desloca em frente duma escala de velocidade, graduada para uma densidade padrão, que é em regra a do seu valor na atmosfera standard ao nível do mar.

A leitura apenas corresponderá ao valor real da velocidade da aeronave através do ar quando a densidade for de $1,225 \text{ Kg/m}^3$;

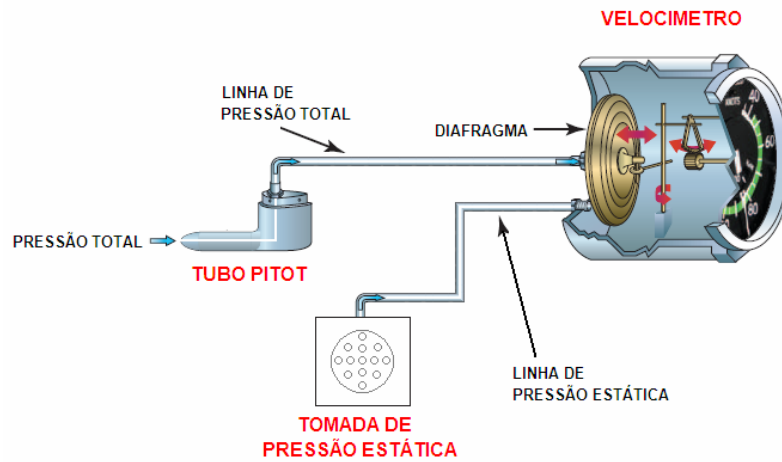


Fig. 8 – Sistema indicador de velocidade

Demonstração matemática do funcionamento do tubo de Pitot estático

$$P_T = P + q \Leftrightarrow P_T = P + \frac{1}{2} \times \rho \times V^2$$

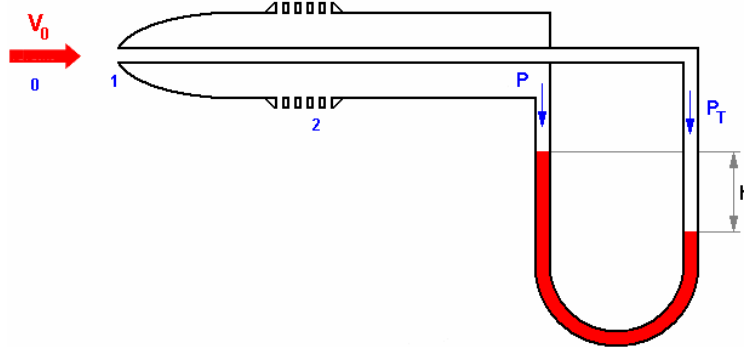


Fig. 9 – Tubo de Pitot

Sendo ρ_F a densidade do fluido do tubo manométrico, teremos que para uma altura h :

$$P_1 - P_2 = \Delta P = \rho_F \times h$$

$$P_1 - P_0 = \Delta P$$

Pela aplicação da equação de Bernoulli ($\rho_0 = \rho_1 = \rho_2 = \rho_{ar}$)

$$P_0 + \frac{1}{2} \times \rho_{ar} \times V_0^2 = P_1 + \frac{1}{2} \times \rho_{ar} \times V_1^2$$

Como a velocidade V_0 se anula no ponto 1 (ponto de estagnação) teremos:

$$V_1 = 0 \Rightarrow P_1 = P_0 + \frac{1}{2} \times \rho_{\text{ar}} \times V_0^2 \Leftrightarrow P_1 - P_0 = \frac{1}{2} \times \rho_{\text{ar}} \times V_0^2 = \Delta P$$

Considerando que a velocidade do ponto 0 não sofre alteração no ponto 2 teremos:

$$V_2 = V_0 \Rightarrow P_2 = P_0$$

$$P_1 - P_0 = P_1 - P_2 \Rightarrow \frac{1}{2} \times \rho_{\text{ar}} \times V_0^2 = \rho_F \times h$$

$$V_0 = \sqrt{\frac{2 \times \rho_F \times h}{\rho_{\text{ar}}}}$$

Conversão da Velocidade

O velocímetro é calibrado para indicar a velocidade de voo na atmosfera padrão ao nível do mar. Por exemplo: a uma pressão dinâmica de 0,144 atm (146 mbar) corresponde uma velocidade de voo ao nível do mar de 555 Km/h. Na verdade, o velocímetro pode, em muitos casos, não indicar a velocidade verdadeira do voo através da atmosfera. Os factores de erro e as correcções a aplicar são muitas e são referenciadas seguidamente:

Erro do Instrumento

- Imperfeições de desenho e manufactura do instrumento;
- Varia de instrumento para instrumento;
- Actualmente é insignificante e pode ser desprezado;
- Quando existe é incorporado no gráfico de velocidade calibrada do avião onde for instalado.

Erro de montagem/posição

O tubo do Pitot e a tomada de estática podem estar posicionados em zonas da aeronave onde o fluxo seja afectado pelas alterações de configuração (flaps e trem) ou proximidade do solo (efeito de solo); A pressão estática registada nesse caso é a do local e não a do fluxo de ar livre;

A pressão total registada por vezes é inferior à real devido à inclinação do tubo de Pitot relativamente ao fluxo originada pelas variações de ângulo de ataque.

Erro de Compressibilidade

Para elevadas velocidades a pressão dinâmica não é apenas $\frac{1}{2} \times \rho \times V^2$ mas sim superior a este valor

devido a um factor determinado pelo número de MACH.

Assim e em função destes factores de erro e suas correcções podemos considerar as seguintes velocidades:

Velocidade do ar indicada – VAI (IAS)

A velocidade do ar indicada VAI, é o valor que o instrumento realmente indica numa dada condição de voo.

Pode diferir muito da velocidade real de voo devido a factores como:

- Altitude diferente do nível do mar;
- Erros do instrumento e sua montagem;
- Efeito da compressibilidade;

A VAI é obtida pelo diferencial de pressões;

$$VAI = \sqrt{\frac{2}{\rho}(P_T - P)}$$

Velocidade do ar calibrada – VAC (CAS)

Obtém-se da VAI corrigindo o *erro de instalação ou posição do instrumento*. Não é possível em todas as condições de voo garantir que o Pitot (tomada frontal) está perpendicular e que a tomada de estática está paralela ao escoamento.

- Constitui uma medida correcta da pressão dinâmica quando a aeronave voa a baixas velocidades;
- Por exemplo para uma velocidade de voo de 100 nós (185 Km/h) um erro de posição de somente 0,05 PSI dá um erro de velocidade de 10 nós (18,5 Km/h);
- Quando o avião opera com elevados ângulos de ataque a distribuição da pressão estática varia muito, tornando difícil reduzir o erro de instalação.
- Corrige-se utilizando mais tomadas estáticas estrategicamente colocadas de forma a anular ou reduzir os erros da principal. As correcções a efectuar deverão figurar no manual de voo e incluem o erro do instrumento.

$$KCAS = KIAS + \Delta V_p \quad \text{ou} \quad VAC = VAI + \text{erro}$$

Exemplo: Aeronave a voar com 280 KIAS a 40 000 pés.

$$KCAS = 280 + (- 0,5) = 279,5 \text{ Knots}$$

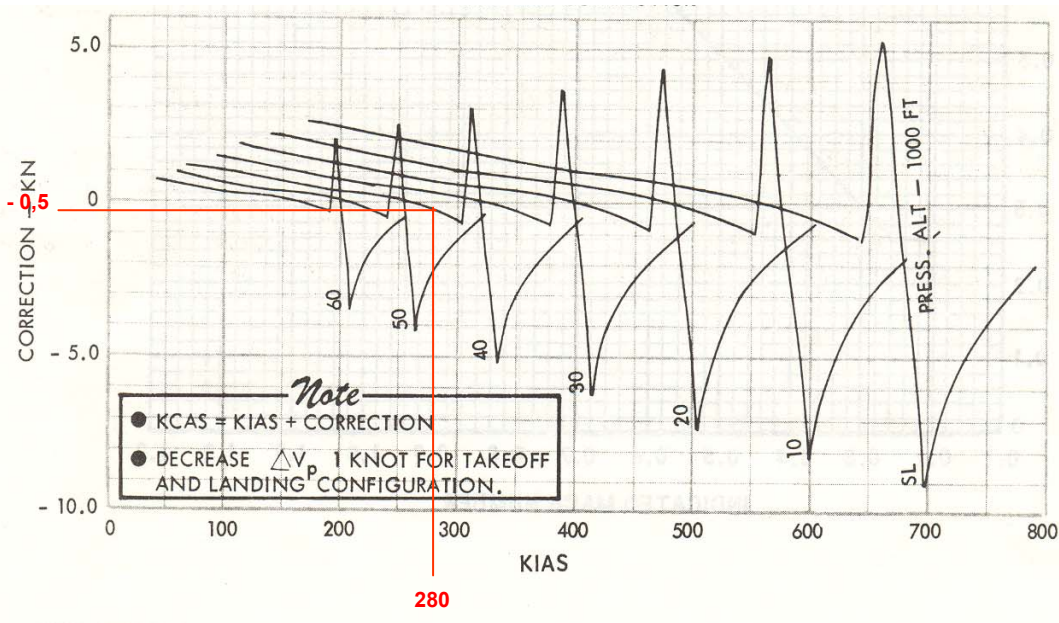


Fig. 10 – Gráfico de correcção do erro de instalação

Velocidade do ar equivalente – VAE (EAS)

É a VAC corrigida para ter em conta os efeitos da compressibilidade. A altas velocidades a compressibilidade da corrente de ar produz no tubo de Pitot uma pressão estática maior do que se verificaria se o ar fosse incompressível. Por isso as indicações do velocímetro vêm maiores que a velocidade real.

O velocímetro é calibrado para dar leituras correctas na atmosfera padrão ao nível do mar, e, assim, tem uma correcção de compressibilidade apropriada para essas condições. Contudo, quando o avião voa acima do nível do mar esta compensação não é adequada sendo necessário fazer outras correcções. As correcções a subtrair à VAC dependem da VAC e da altitude de pressão e estão representadas na figura 11 para a zona de voo subsónico.

A velocidade equivalente do ar (VAE) é a velocidade de voo numa atmosfera padrão ao nível do mar que produziria a mesma pressão dinâmica da corrente de ar livre que a das condições actuais de voo. Obtém-se portanto da VAC corrigindo os efeitos de compressibilidade (VAI e VAC pressupõem $\rho =$ constante);

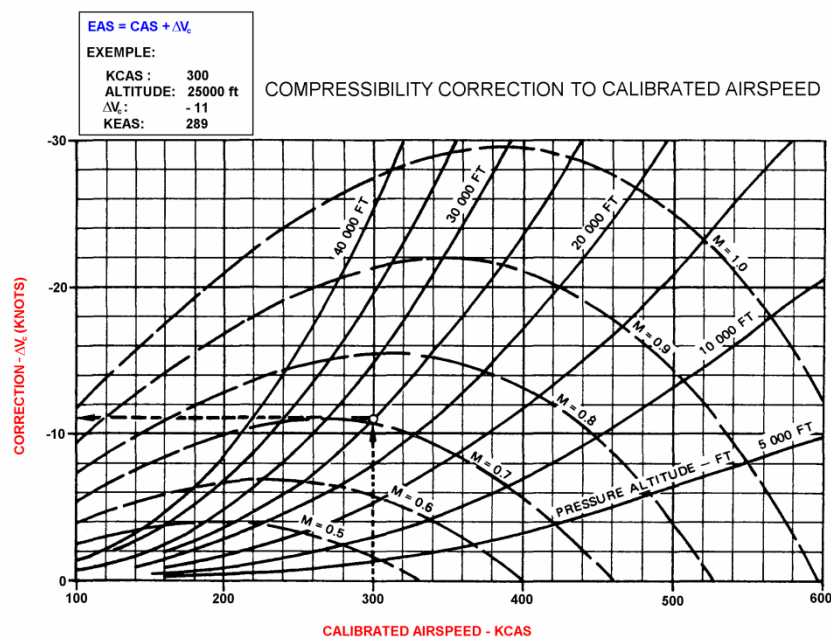


Fig. 11 – Gráfico de correcção do efeito de compressibilidade

$$VAE = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \times \frac{P}{\rho_0}} \cdot \left\{ \frac{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \left(\frac{VAC}{a_0} \right)^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\delta} + 1 \right\}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1$$

Para valores $VAC < 70 \text{ m/s} \Rightarrow VAC \cong VAE$ (Escoamento Incompressível)

$$KEAS = KCAS + \Delta vc \quad \text{ou} \quad VAE = VAC + \Delta vc$$

Exemplo: para as seguintes condições de voo:

KCAS = 300 Knots

Altitude de pressão = 25 000 ft

Determinar a KEAS

$$KEAS = 300 - 11 = 289 \text{ Knots}$$

Velocidade do ar verdadeira – VAV (TAS)

Obtém-se corrigindo VAE pela altitude densidade. Como o indicador da velocidade do ar é calibrado para as pressões dinâmicas correspondente às condições standard ao nível do mar, têm de ser tomadas em consideração as variações de densidade.

Para relacionar a VAE com a VAV, temos que atender a que a VAE à densidade standard ao nível do mar produz a mesma pressão dinâmica que a VAV à densidade verdadeira do ar nas condições de voo. Com este raciocínio verifica-se que:

$$\frac{1}{2} \times \rho \times (VAV)^2 = \frac{1}{2} \times \rho_0 \times (VAE)^2$$

$$VAV = VAE \times \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$$

$$\text{Como } \frac{\rho}{\rho_0} = \sigma$$

$$VAV = VAE \times \frac{1}{\sqrt{\sigma}}$$

Tendo em conta a figura 12

Exemplo 1: para as seguintes condições de voo:

KCAS = 215 Knots

Altitude de pressão = 15000 ft

Temperatura exterior = 30 °C

Determinar a KTAS na atmosfera standard

**GRÁFICO DE CONVERSÃO DA VELOCIDADE DO AR CALIBRADA
PARA A VELOCIDADE DO AR VERDADEIRA (Knots)**

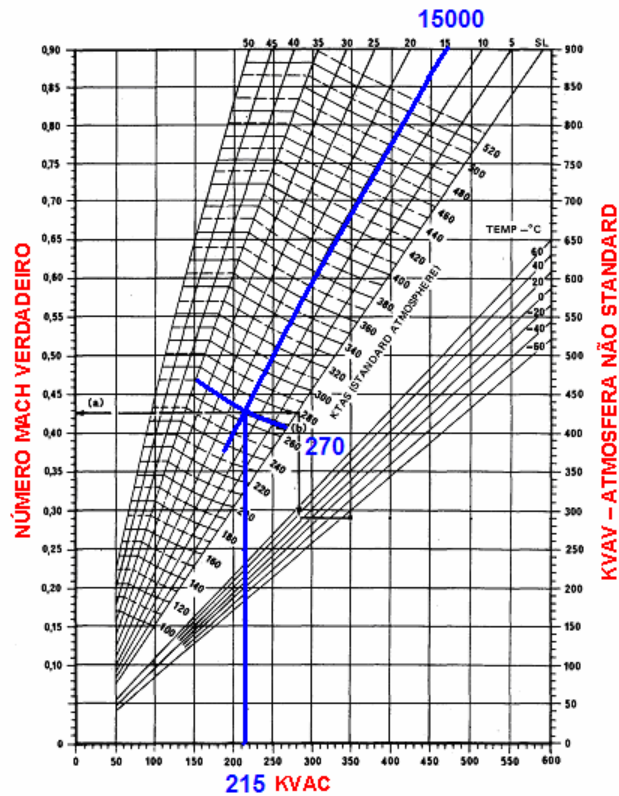


Fig. 12 – Gráfico de conversão da VAC para VAV

Procedimento (figura 12):

Traçar uma vertical partindo dos 215 KVAC (KCAS) até interceptar a linha dos 15000 ft.

Ler na linha de KTAS Atmosfera standard o valor correspondente

KTAS Standard = 270 Knots

Exemplo 2: para as seguintes condições de voo:

KCAS = 215 Knots

Altitude de pressão = 15000 ft

Temperatura exterior = 30 °C

Determinar a KTAS na atmosfera não standard

GRÁFICO DE CONVERSÃO DA VELOCIDADE DO AR CALBRADA PARA A VELOCIDADE DO AR VERDADEIRA (Knots)

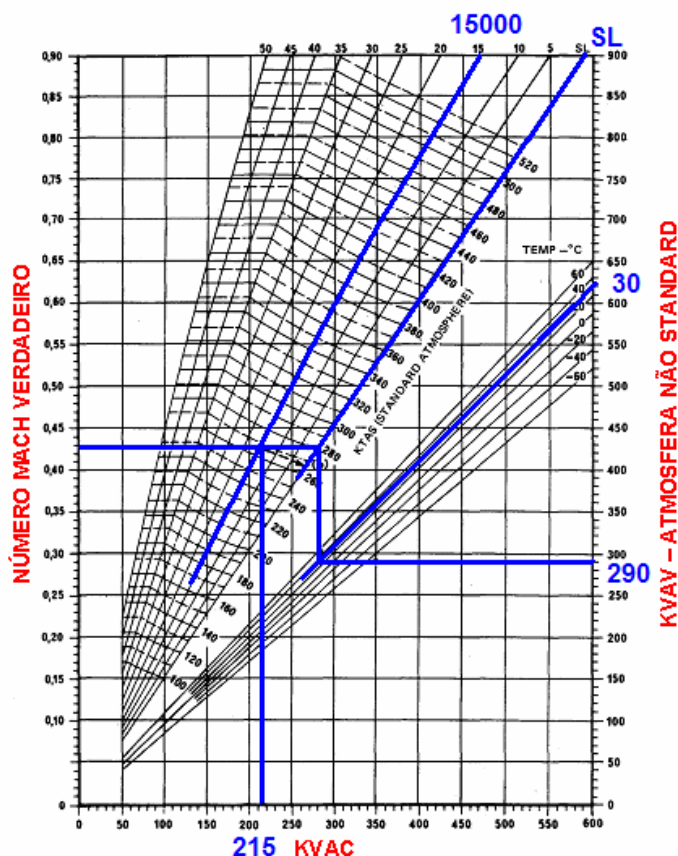


Fig. 13 – Gráfico de conversão da VAC para VAV

Procedimento (figura 13):

Traçar uma vertical partindo dos 215 KVAC (KCAS) até interceptar a linha dos 15000 ft.

Traçar uma horizontal até interceptar a linha SL e a partir deste ponto traçar uma vertical até interceptar a linha da temperatura (30 °C) e finalmente traçar uma horizontal até interceptar a linha KTAS Atmosfera não standard.

Ler na linha de KTAS Atmosfera standard o valor correspondente

KTAS Não standard = 290 Knots

A VAV é então função da VAE e da altitude densidade. A figura 14 mostra um gráfico da altitude densidade em função da altitude pressão e da temperatura. Cada valor da altitude densidade fixa a razão entre a VAV e a VAE. Assim, o velocímetro mede a pressão dinâmica correspondente à velocidade verdadeira de voo

depois de se terem aplicado as correcções de instrumento, posição, compressibilidade e densidade. Estas correcções fundamentais para a determinação exacta da velocidade e para navegação de precisão.

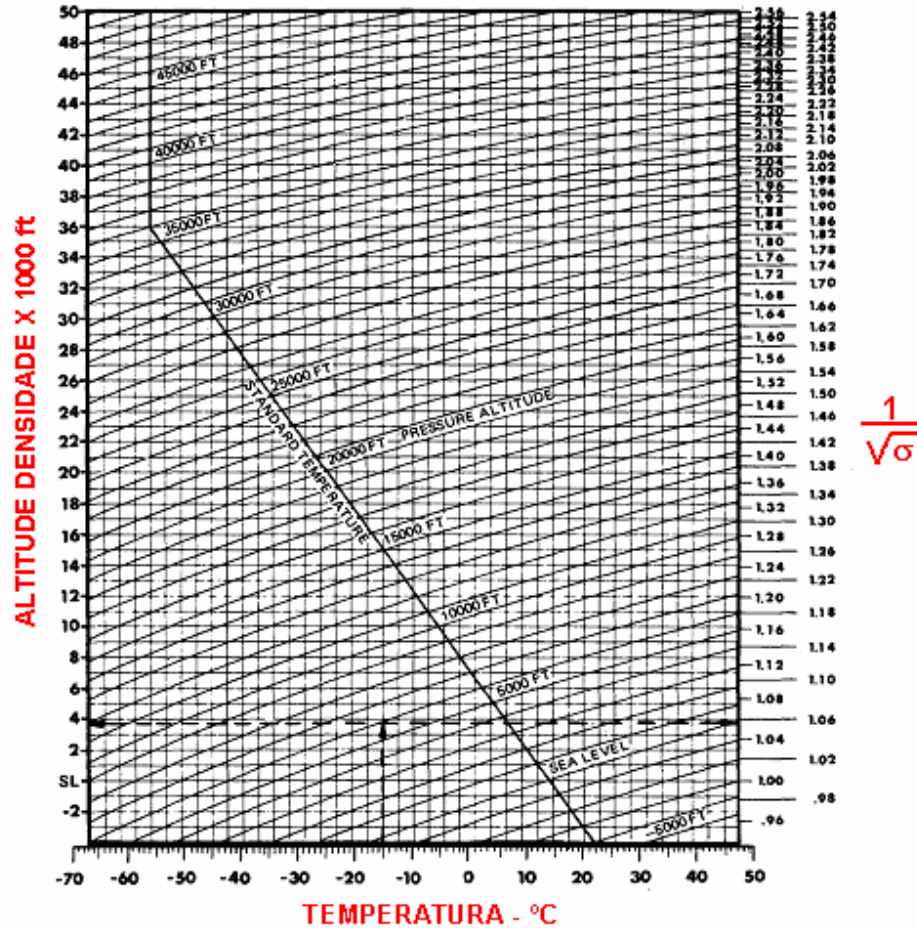


Fig. 14 – Gráfico da altitude densidade / altitude pressão

Para uma temperatura ambiente de 15 °C e uma altitude pressão de 6000 ft teremos uma altitude

densidade de 3700 ft e $\frac{1}{\sqrt{\sigma}} = 1,06$

Conversão da Altitude

O altímetro é um instrumento medidor de pressões e deve-se comparar a um barómetro aneróide, já que ele dá indicação de altitude por intermédio da medição de pressão. Todos os altímetros são calibrados para a leitura de altitudes, segundo o princípio de equivalência das pressões com as altitudes na atmosfera padrão (standard). Assim, surgem dois tipos de altitudes:

Altitude pressão

É a altitude à qual se observa uma dada pressão na atmosfera padrão. O altímetro de um avião é essencialmente um barómetro sensível calibrado para indicar a altura na atmosfera padrão. Se o altímetro é regulado para 29,92 inHg (polegadas de mercúrio) a altitude indicada é a altitude pressão, isto é, a ***altitude da atmosfera padrão a que corresponde a pressão a que o altímetro está sujeito.***

Evidentemente, esta altitude de pressão indicada pelo altímetro pode não coincidir com a altitude a que ele está acima do nível do mar, devido a variações de temperatura, pressão atmosférica, decréscimo de temperatura com a altitude e possivelmente erros na medição da pressão.

Altitude densidade

O parâmetro mais apropriado para relacionar o comportamento aerodinâmico numa atmosfera qualquer é a altitude densidade, isto é, ***a altitude à qual o ar da atmosfera padrão tem uma dada densidade.*** Na determinação da altitude densidade temos certamente de considerar a pressão (altitude pressão) e a temperatura.

A figura 14 ilustra o modo como a altitude densidade depende da altitude pressão e da temperatura. Este gráfico é de uso muito comum e figura normalmente nos manuais de voo. Muitas vezes, em aerodinâmica e na performance de aviões, consideram-se a altitude densidade e a temperatura como os factores mais importantes.

Cálculo da Altitude Densidade

Um método prático (erro inferior a 300 pés) para determinar a altitude densidade consiste em:

Adicionar 600 pés por cada 10 F (graus Fahrenheit) acima da temperatura standard (SL = 59 F) do local, ou subtrair à altitude do local os mesmos 600 pés por cada 10 F abaixo da temperatura standard do local.

Exemplo 1: (altitude em pés e OAT em F) em Jackson, Wyoming a altitude da pista é de 6 444 pés. Num dia com uma temperatura de 80 F, qual será a altitude densidade?

Para determinar a temperatura standard no local (locais acima SL) podemos subtrair à temperatura standard SL, 3,5 F por cada mil pés acima do SL.

$$6444 \times \left(\frac{3,5}{1000} \right) = 22,554$$

$$59 - 22,554 = 36,446 \cong 36,5$$

A temperatura standard em Jackson, Wyoming é de 36,5 F

Como a temperatura que se verifica neste dia é de 80 F

$$80 - 36,5 = 43,5$$

Dividindo esta diferença por 10 (por cada 10 F acima da temperatura standard do local).

$$\frac{43,5}{10} = 4,35$$

Multiplicando 4,35 vezes 600 (600 pés por cada 10 graus acima da temperatura standard do local).

$$4,35 \times 600 = 2610$$

Adicionando os 2610 pés à altitude da pista (6444 pés) obtemos 9054 pés que será a altitude densidade na pista nesta altura.

Nota

A performance do avião será a que se obteria num dia standard a uma altitude de 9054 pés.

$$\rho_{6444} = 1,0102 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_{9054} = 0,9319 \text{ kg/m}^3$$

A massa específica do ar é 8 % menor o que naturalmente terá implicações na performance da aeronave.

Exemplo 2: (altitude em pés e OAT em °C) determinar a altitude densidade que se verifica a 4000 ft num dia com OAT = 29 °C.

Temperatura ISA do local = 15 °C - (1,98 °C/1000 ft x altitude do local)

Desvio ISA = OAT - Temperatura ISA do local

Altitude densidade (ft) = Altitude pressão (ft) + (120 x Desvio ISA)

$$\text{Temperatura ISA do local} = 15 - \left(\frac{1,98}{1000} \times 4000 \right) = 7,08 \text{ °C}$$

Desvio ISA = 29 - 7,08 = 21,92 °C

Altitude densidade (ft) = 4000 + (120 x 21,92) = 6630 ft

AERODINÂMICA

TERMINOLOGIA

Asa

As asas têm como função principal, a geração de forças que proporcionam a sustentação e o controle da aeronave. As características da asa dependem do tipo de missão e dos requisitos específicos de desempenho. Para descrever a geometria da asa utilizam-se termos que importa enumerar e definir.

Formas (planta)

As asas vistas em planta, podem ser: em flecha (sweepback), retangulares, trapezoidais, elípticas e em delta, podendo surgir também uma classificação de mistas.

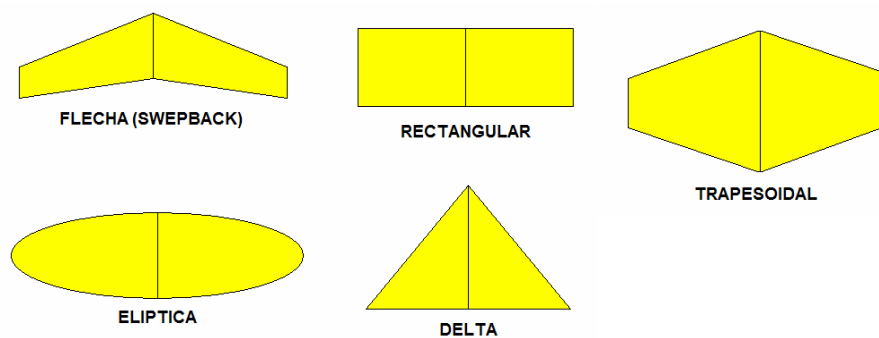


Fig. 15 – Formas de asa em planta

Área ou superfície alar (S)

É a superfície da asa incluindo a parte coberta pela fuselagem (figura 16) e as "nacelles" dos motores.

$$S = \bar{C} \times b$$

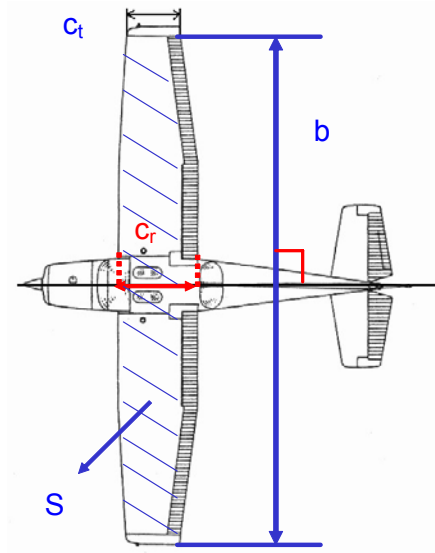


Fig. 16 – Avião em planta

Envergadura (b)

É a distância de extremo a extremo da asa (figura 16).

Corda média (\bar{C})

É a medida geométrica das cordas. O produto da corda média pela envergadura é igual à superfície alar (figura 17).

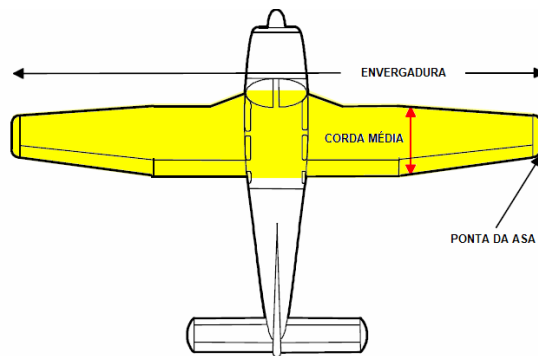


Fig. 17 – Representação da corda média

Razão de aspecto (AR)

Coefficiente adimensional que expressa a relação entre o quadrado da envergadura e a superfície alar. Se a asa for rectangular a razão de aspecto resulta da divisão da envergadura pela corda média.

$$AR = \frac{b}{\bar{C}} = \frac{b^2}{S}$$

Corda na raiz e corda na ponta

Corda na Raiz (C_R) – É a corda medida na linha central do avião (figura 16).

Corda na Ponta (C_T) – É a corda medida na ponta da asa (figura 16).

Razão de conicidade ou afilamento (λ)

É um coeficiente adimensional que exprime a relação entre o comprimento da corda na ponta da asa e a da corda de raiz da asa. A maioria das asas para baixas velocidades de voo, possuem razões de conicidade entre 0,4 e 0,5. Já a maioria das asas com flecha possuem razões de conicidade entre 0,2 e 0,3.

$$\lambda = \frac{C_T}{C_R}$$

Ângulo de regressão ou de flecha (Λ)

Ângulo medido entre uma linha perpendicular à corda da raiz da asa e uma linha que une os pontos de 25% das cordas.

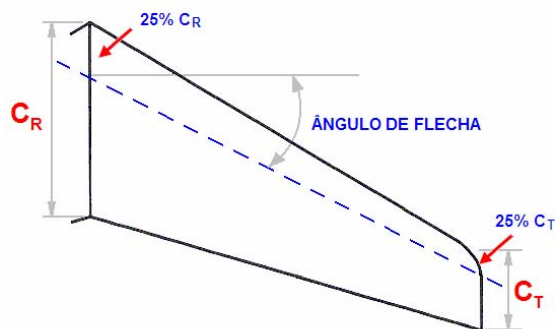


Fig. 18 – Asa com regressão alar (flecha)

Corda aerodinâmica média (MAC) ou (\bar{C})

É a corda que passa pelo centróide da área S da asa, por outras palavras podemos dizer que é a corda que corresponde ao centro geométrico do semi-plano da asa. Se a asa fosse substituída por uma asa rectangular de igual envergadura e corda igual à MAC, os momentos de picada (nariz em baixo) em ambas seriam iguais.

O eixo de localização da MAC é a principal referência para as considerações de estabilidade longitudinal, note-se que a MAC não é a corda média que passa pelo centróide da área da asa. Por exemplo, a asa em delta de ponta afilada com razão de conicidade nula tem corda média igual a metade da corda da raiz, mas a sua MAC é igual a dois terços da corda na raiz.

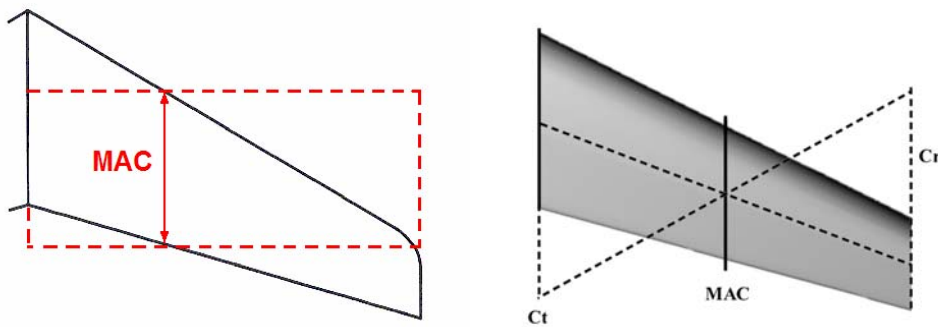
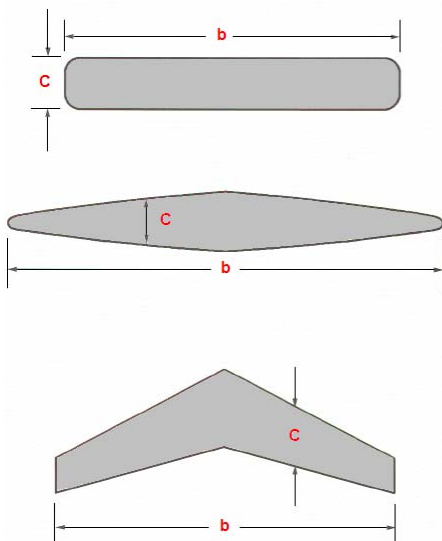


Fig. 19 – Representação da MAC numa asa

O valor numérico da MAC, para a asa em flecha pode ser determinado através da seguinte equação:

$$MAC = \frac{2}{3} C_R \left(\frac{\lambda^2 + \lambda + 1}{\lambda + 1} \right)$$



$S = b \times C$	SUPERFICIE ALAR [m ²]
b	ENVERGADURA [m]
C	CORDA MÉDIA [m]
AR RAZÃO DE ASPECTO	
$AR = \frac{b}{C} = \frac{b^2}{S}$	
C_T	CORDA NA PONTA [m]
C_R	CORDA NA RAIZ [m]
CONICIDADE $\lambda = \frac{C_T}{C_R}$	

Bordo de ataque

Linha frontal da asa que separa o extradorso do intradorso

Bordo de fuga

Linha traseira da asa que separa o extradorso do intradorso

Extradorso

Superfície superior da asa, limitada pelo bordo de ataque e de fuga

Intradorso

Superfície inferior da asa, limitada pelo bordo de ataque e de fuga.

Perfil Alar

O termo **alar** tem origem na palavra latina **ala** que significa fazer subir.

Um perfil alar (figura 20) é a secção que se obtém se cortar transversalmente a asa do avião.

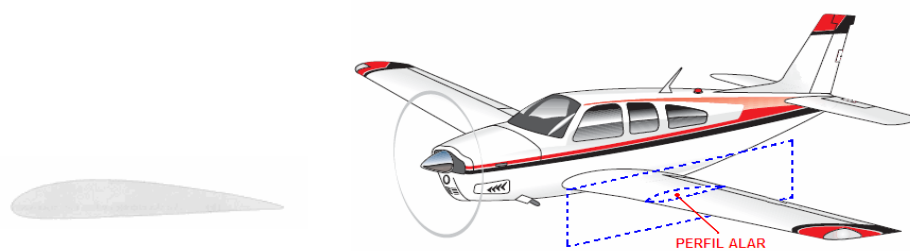


Fig. 20 – Perfil alar

Tipos: simétrico e assimétrico

Os perfis podem ter diferentes formas, em função do tipo de avião onde são utilizados. Se o valor da curvatura máxima (flecha) de um perfil for igual a zero o perfil diz-se **simétrico** (mesma curvatura no

extradorso e no intradorso). Se o valor da curvatura máxima (flecha) for maior que zero o perfil diz-se **assimétrico** (curvatura do extradorso e do intradorso diferentes).

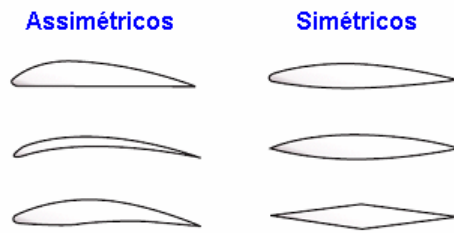


Fig. 21 – Tipos de perfis alares

Linha de corda

Linha recta que une o bordo de ataque ao bordo de fuga.

Corda

É o comprimento da linha de corda. Todas as dimensões dos perfis são medidas em função do valor da corda.

Curvatura máxima (flecha)

É a distância máxima entre a linha de curvatura média e a linha de corda. Dá a ideia da assimetria do perfil. Se a curvatura máxima for igual a 0 (zero) o perfil é simétrico. Para perfis de baixa velocidade o valor de curvatura máxima é normalmente 4% localizado a 40% a partir do bordo de ataque.

Espessura máxima

Distância máxima entre o extradorso e o intradorso. Para um perfil típico de baixa velocidade o valor da espessura máxima é de 12% localizado a 30% a partir do bordo de ataque.

Linha de curvatura média

É a linha média (equidistante ponto a ponto) entre o extradorso e o intradorso do perfil.

Perfil de curvatura positiva

Quando a linha de curvatura média se situa acima da linha de corda.

Bordo de ataque

Ponto frontal do perfil que une o extradorso ao intradorso

Bordo de fuga

Ponto traseiro do perfil que une o extradorso ao intradorso

Raio de concordância do bordo de ataque

É uma medida do arredondamento do bordo de ataque. Pode variar desde 0 (zero) para perfis supersônicos até 2% da corda para perfis de baixa velocidade.

Extradorso

Linha superior do perfil que une o bordo de ataque ao de fuga.

Intradorso

Linha inferior do perfil que une o bordo de ataque ao de fuga.

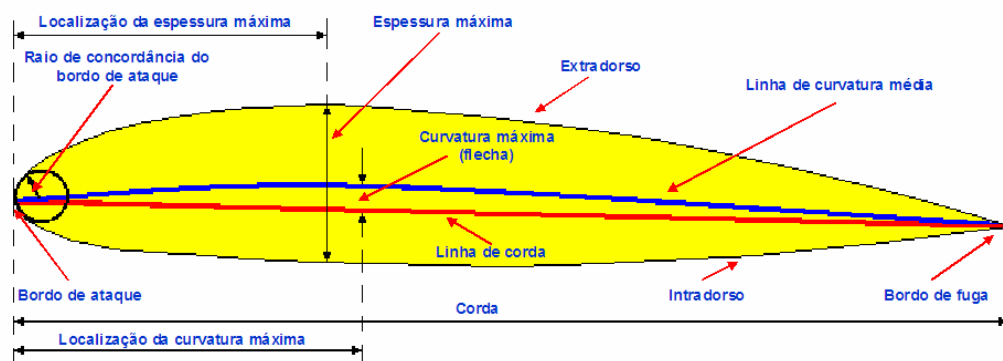


Fig. 22 – Perfil alar

Diversos

Trajectória real de voo

Direcção real de voo (a mesma do vector vento relativo mas de sentido contrário).

Vento relativo (VR)

Vector que define a velocidade, direcção e sentido do ar que incide num corpo que o atravessa. É igual e de sentido oposto à velocidade de linha de voo ou trajetória (velocidade, direcção e sentido do movimento de um corpo que se desloca através do ar).

Ângulo de ataque (α)

Ângulo agudo formado pela direcção do vento relativo ou da trajetória e pela linha de corda (figura 23).

Ângulo de incidência (i)

Ângulo formado entre a linha de corda do perfil e o eixo de referência do avião (figura 23). (este ângulo é fixo em relação à asa, mas pode ser variável em relação ao plano de cauda).

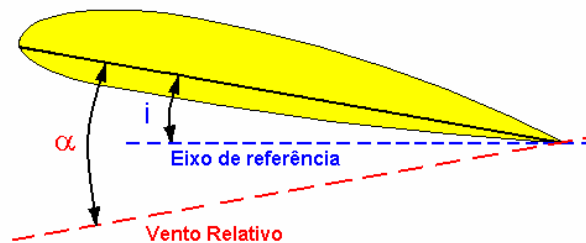


Fig. 23 – Ângulo de ataque e de incidência

FORÇA AERODINÂMICA

Escoamentos em Torno de um Corpo

A acção do escoamento de ar sobre um corpo é a mesma quer este se desloque sobre o ar em repouso – **Escoamento estacionário** – quer sejam as partículas de ar que incidem com a mesma velocidade sobre o

corpo em repouso – **Escoamento não estacionário**. Este princípio permite considerar unicamente o movimento relativo do corpo com o ar que o rodeia, isto é, podemos empregar indistintamente os termos “corpo que se desloca através do ar” e “o ar que se desloca sobre o corpo”.

Um escoamento diz-se estacionário ou em regime permanente quando a velocidade do fluido em qualquer ponto fixo não muda com o tempo. Neste tipo de escoamento a velocidade de um elemento de volume do fluido pode variar enquanto ele muda de posição, mas a velocidade do fluido em cada ponto do espaço permanece constante ao longo do tempo.

Resistência e densidade do ar

Quando um corpo se desloca através do ar cria-se uma resistência ou oposição ao movimento. Esta força de resistência é igual à que o corpo receberia se estivesse imóvel e o ar se deslocá-se sobre ele.

A resistência ou oposição ao movimento do corpo através do ar é devida a diversos factores sendo os mais importantes a forma do corpo e a densidade do ar. Quanto maior a densidade do ar maior a resistência. Quanto mais a forma de corpo se aproximar da forma fuselada menor a resistência (figura 24).

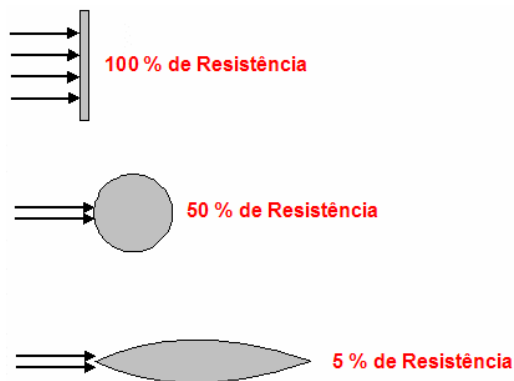


Fig. 24 – Resistência / forma do corpo

A forma que oferece menor resistência é a de um corpo fuselado com uma razão de finura de 3 ou 4 para 1 e com espessura máxima localizada a 1/3 do seu comprimento a contar do bordo de ataque.

Camada limite

Quando um objecto se desloca através do ar a viscosidade faz com que as partículas de ar próximas da superfície do objecto sejam empurradas e aceleradas até aproximadamente a velocidade dessa superfície. As partículas de ar das camadas mais afastadas também são aceleradas, mas a menor velocidade. À medida

que a distância das partículas à superfície aumenta a influência desta vai diminuindo e a partir de determinada distância as partículas de ar já não sofrem qualquer aceleração.

A camada de ar desde a superfície do objecto até ao ponto em que não se faz sentir qualquer variação na velocidade das partículas de ar, devida ao movimento da superfície, é a denominada **camada limite** (figura 25). A natureza desta camada determina o coeficiente máximo de sustentação e as características de perda da superfície aerodinâmica, como veremos em estudo posterior.

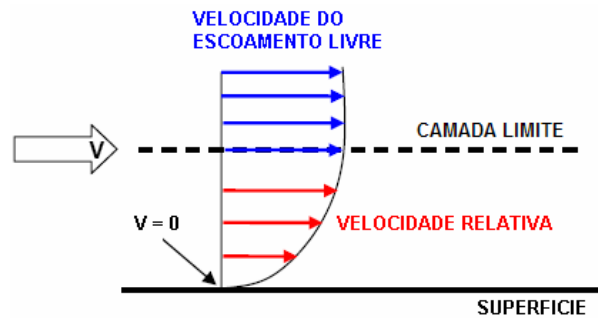


Fig. 25 – Camada limite

Forças de fricção

As forças que actuam numa superfície aerodinâmica são resultantes da “pressão” e do “atrito” do ar. As forças de atrito são provocadas pela fricção das partículas de ar da camada limite na superfície aerodinâmica. Como os efeitos do atrito estão limitados à camada limite, as forças de fricção não são as predominantes podendo as forças de pressão ser estudadas de uma maneira simples desprezando os efeitos de atrito e de viscosidade do ar.

Escoamento laminar e escoamento turbulento

Quando um escoamento de ar se desloca, a velocidade relativamente baixa, sobre uma superfície lisa e uniforme a camada limite tem espessura muito fina, configuração regular, rectilínea e uniforme e as partículas de ar não se cruzam umas com as outras - **escoamento laminar**.

À medida que o escoamento de ar aumenta de velocidade e/ou se desloca através de superfícies rugosas a camada limite aumenta de espessura e torna-se instável. As pequenas perturbações de pressão dão lugar à agitação do fluxo instável e ao cruzamento (mistura) entre as partículas - **escoamento turbulento**.

A natureza de um escoamento, isto é, se laminar ou turbulento e a sua posição relativa numa escala de turbulência (escoamentos turbulentos apresentam números de Reynolds mais altos) é indicada pelo número de Reynolds (Re).

O número de Reynolds é a relação entre as forças de inércia (F_i) e as forças viscosas (F_μ).

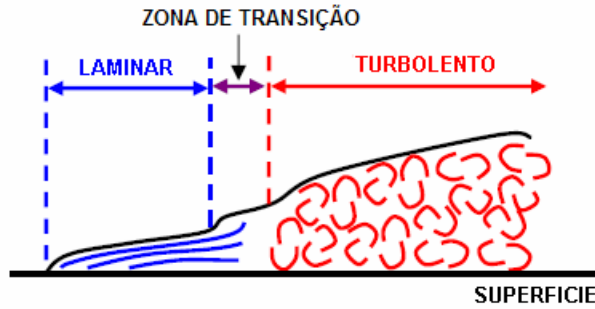


Fig. 26 – Escoamento laminar / turbulento

$$Re = \frac{\sum F_i}{\sum F_\mu}$$

Para condutas circulares de diâmetro D:

$$Re = \frac{\rho \times V \times D}{\mu} = \frac{V \times D}{\nu}$$

Nota

O escoamento é laminar a baixas velocidades e turbulento a velocidades elevadas. A região na qual o escoamento passa de laminar a turbulento é denominada **zona de transição**.

No escoamento laminar as forças de fricção são menores que no escoamento turbulento provocando por isso menor resistência ao deslocamento. O fluxo turbulento possui mais energia cinética que o laminar.

Escoamento bidimensional em torno de uma superfície aerodinâmica

Quando um escoamento constante incide sobre uma superfície, as partículas de ar têm que a contornar. Se a superfície for plana o escoamento não é uniforme existindo a formação de turbilhões e conseqüente aumento de resistência ao deslocamento. Se a superfície tiver uma forma curva o escoamento contorna-a de uma maneira uniforme aparecendo apenas uma pequena zona de turbilhões junto ao bordo de fuga.

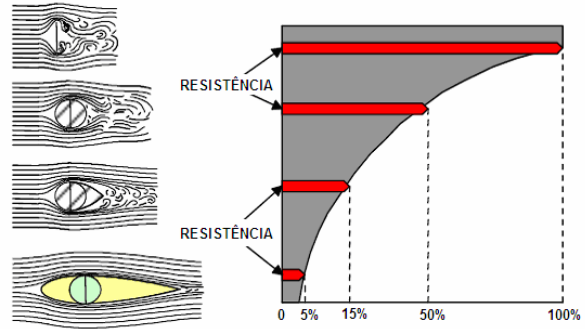


Fig. 27 – Forma do corpo / Resistência

Linhas aerodinâmicas e tubo aerodinâmico

Os caminhos traçados pelas partículas de ar quando contornam uma superfície são as denominadas **linhas aerodinâmicas**. Em termos gráficos, a uma maior ou menor aproximação das linhas aerodinâmicas corresponde uma maior ou menor velocidade das partículas de ar.

Um **tubo aerodinâmico** é um tubo imaginário feito por linhas aerodinâmicas. Não se considera escoamento de ar dentro ou fora das paredes do tubo, mas sim escoamento ao longo do tubo.

O conceito de tubo aerodinâmico permite visualizar o escoamento de ar à volta de uma superfície como passando num tubo de Venturi.

Fig. 28 – Linhas e tubo aerodinâmico

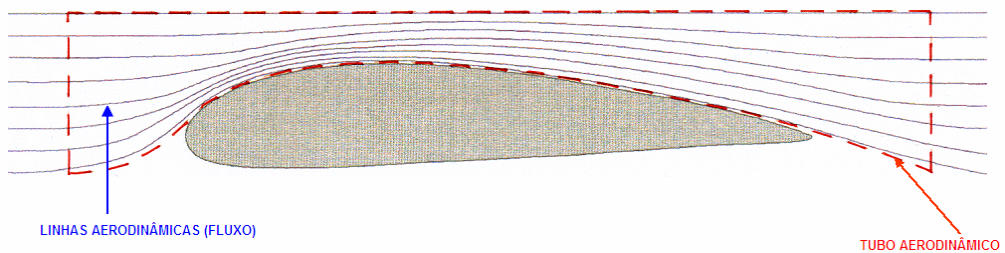


Fig. 29 – Escoamento em torno de um perfil alar



Escoamento livre

Escoamento onde a pressão, temperatura e velocidade relativa não são afectadas pela passagem da aeronave ou seja são independentes da influência do corpo, qualquer ponto do escoamento, apresenta pressão igual à atmosférica.

Escoamento relativo

Escoamento relativo é o escoamento que possui uma direcção paralela e oposta à direcção de voo. Consequentemente é a trajectória da aeronave que determina a direcção do escoamento relativo.

Downwash e upwash

Upwash é a subida do escoamento (figura 29) devido ao facto da pressão local diminuir; o downwash é o retornar do escoamento à trajectória original devido ao facto da pressão retomar valores iniciais;

Vórtices e estagnação

Vórtice é a consequência de um escoamento desordenado, frequentemente turbulento. Todo o movimento em espiral (rotação) das linhas de fluxo é um vórtice, isto é, o movimento do fluido que roda rapidamente em torno de um centro é chamado de vórtice. A velocidade e a taxa da rotação do fluido são de maior intensidade no centro, diminuindo progressivamente à medida que a distância ao centro aumenta.

A pressão (estática) do fluido num vórtice é menor no centro onde a velocidade é maior, e cresce progressivamente à medida que nos afastamos do centro.

Pontos de estagnação, pequena região próxima do bordo de ataque e de fuga (figura 29) onde a velocidade local estagna, isto é, por outras palavras, pontos onde a velocidade relativa da linha de corrente é nula, ou onde a pressão total é igual à pressão estática.

$$q = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \quad \text{como } V = 0 \Rightarrow q = 0 \quad \Rightarrow \quad P_T = P$$

Distribuição de Velocidade e Pressão em Torno de um Perfil

Quando o perfil atravessa um escoamento de ar produz nesse escoamento variações de pressão e de velocidade. As variações de pressão originadas nas superfícies do perfil propagam-se em todas as direcções à velocidade do som.

Para velocidades subsónicas as perturbações de pressão que se deslocam para a frente do perfil afectam a corrente do ar que se aproxima. Ao aproximar-se do bordo de ataque o ar diminui de velocidade aumentando-a em seguida ao passar pelo extradorso e intradorso do perfil.

Ao variar a velocidade varia também a pressão dinâmica e a pressão estática, de acordo com o teorema de Bernoulli.

Nas proximidades do ponto de estagnação (bordo de ataque) a velocidade é reduzida sendo a pressão estática nesse local superior à pressão estática ambiente.

O ar que passa no extradorso e no intradorso do perfil é acelerado para valores superiores à velocidade da linha de voo dando lugar, nessas zonas do perfil, a pressões estáticas inferiores à pressão estática ambiente.

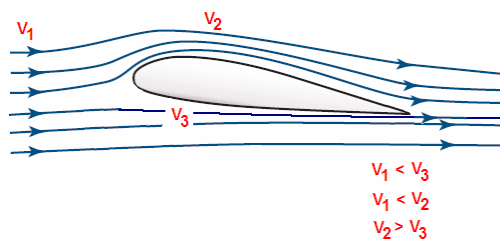


Fig. 30 – Distribuição de velocidades em torno de um perfil alar

As diferenças de pressão em torno do perfil podem ser representadas graficamente como se vê na figura 31. As setas apontadas para a superfície do perfil representam pressões estáticas superiores à pressão ambiente. As setas apontadas para o exterior representam pressões inferiores.

A diferença de pressões em torno do perfil depende do tipo de perfil, da velocidade e do valor do ângulo de ataque.

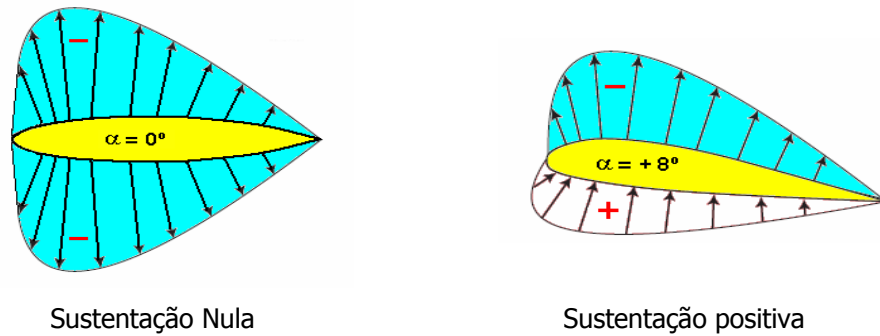


Fig. 31 – Distribuição de pressões em torno de um perfil alar

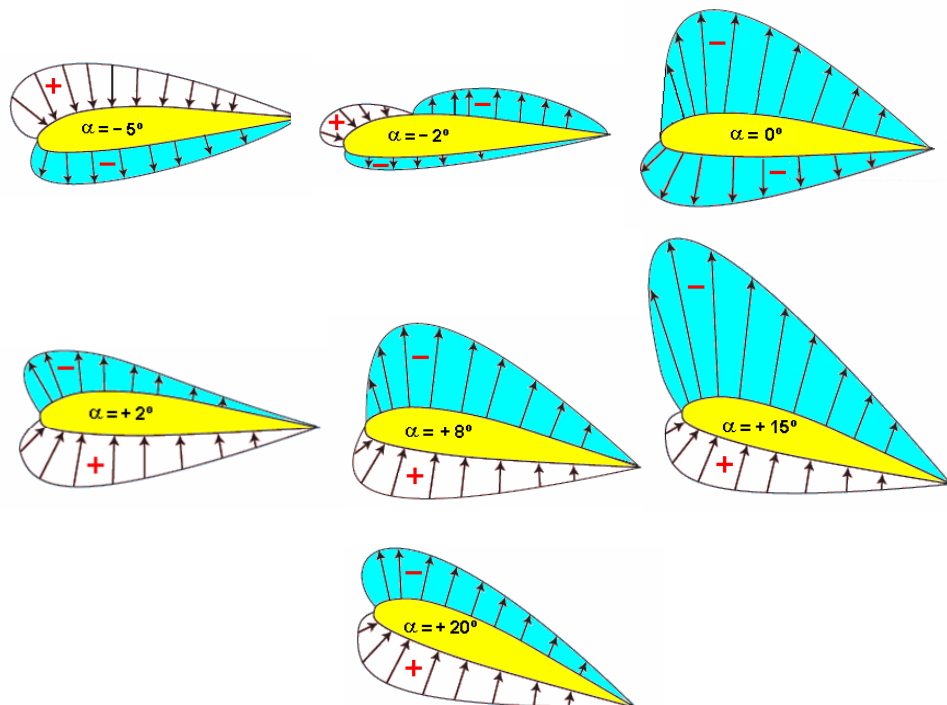
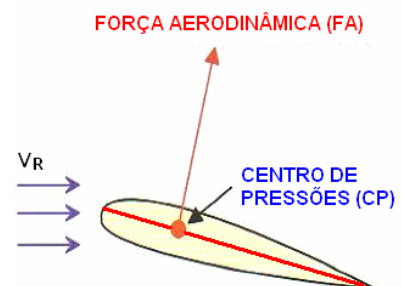


Fig. 32 – Distribuição de pressões / ângulo de ataque

As diferentes pressões estáticas em torno do perfil (figura 32) podem ser representadas apenas por uma força resultante denominada **Reacção Total** ou **Força Aerodinâmica** (figura 33). O ponto de aplicação desta força chama-se de Centro de Pressões (CP).

Fig. 33 – Distribuição de pressões em torno de um perfil alar



As forças que actuam sobre o perfil fazem-no segundo um sistema de coordenadas. No caso da força aerodinâmica o sistema de coordenadas escolhido é um sistema rectangular definido pela direcção do vento relativo ou da trajectória e um eixo perpendicular ao mesmo.

No sistema de coordenadas atrás definido a força aerodinâmica pode ser decomposta em outras duas forças (figura 34) uma paralela ao vento relativo, denominada Resistência ao avanço ou arrasto (Drag), outra perpendicular ao vento relativo e denominada Sustentação (Lift).

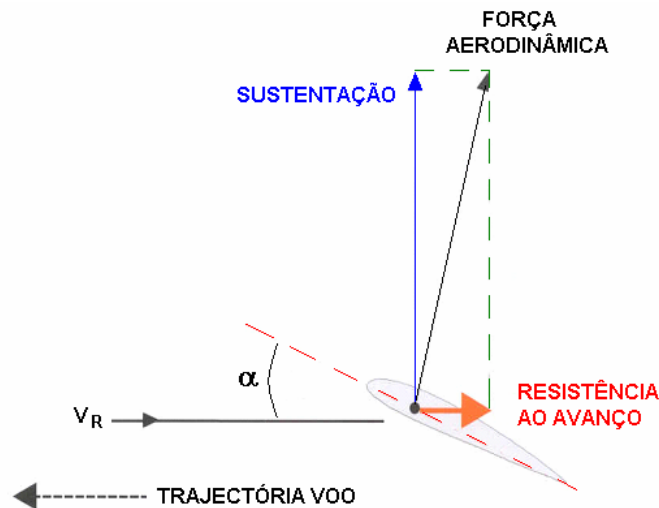


Fig. 34 – Decomposição da força aerodinâmica

Centro de Pressões

Ponto de aplicação da pressão resultante do diferencial de pressões geradas no extradorso e intradorso da asa este ponto tem um inconveniente, desloca-se com as variações do ângulo de ataque.

Movimento do Centro de Pressões – Nos perfis assimétricos quando varia o ângulo de ataque existe variação da força resultante e existe movimento do Centro de Pressões (CP) ao longo da linha de corda. O CP desloca-se para a frente, no sentido do bordo de ataque, à medida que aumenta o ângulo de ataque. Este movimento provoca momentos de picada uma vez que as resultantes das pressões na parte superior e inferior do perfil não têm a mesma linha de acção.

Nos perfis *simétricos* não são gerados momentos de picada, para qualquer ângulo de ataque, uma vez que as resultantes das pressões na parte superior e inferior do perfil têm a mesma linha de acção e o CP não se desloca com a variação do valor do ângulo de ataque.

Centro Aerodinâmico

O estudo das forças que actuam no centro de pressões é extremamente complexo. Para simplificar este estudo é utilizado um outro ponto denominado **centro aerodinâmico** onde se considera que actua a força aerodinâmica.

Este ponto situa-se a cerca de 25 % da corda para perfis subsónicos e a cerca de 50 % da corda para perfis supersónicos e corresponde a um ponto fixo em torno do qual os momentos de picada são constantes para velocidades constantes.

Influência da Velocidade (Pressão Dinâmica) na Força Aerodinâmica Produzida no Perfil Alar

Para um determinado ângulo de ataque e uma determinada velocidade temos uma determinada relação de pressões e uma determinada força resultante.

Para o mesmo ângulo de ataque se aumentar a velocidade a pressão dinâmica também aumenta com a consequente diminuição da pressão estática e o aumento da força aerodinâmica (figura 35).

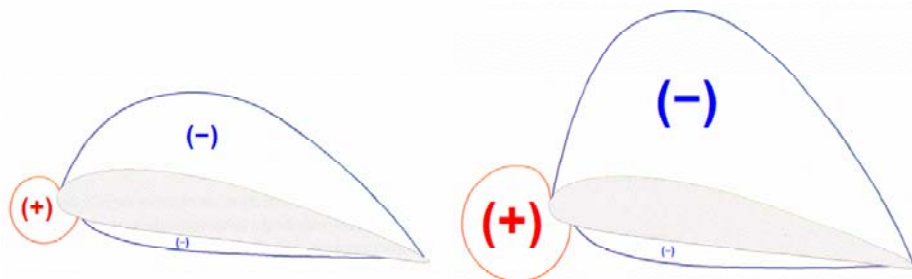
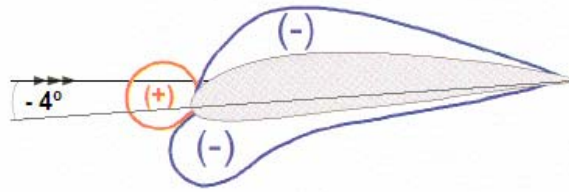


Fig. 35 – Influência da velocidade na geração de sustentação

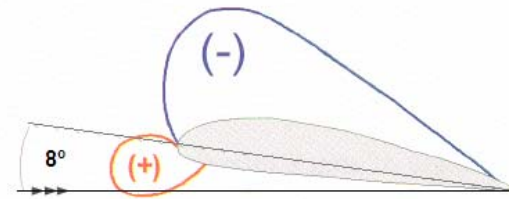
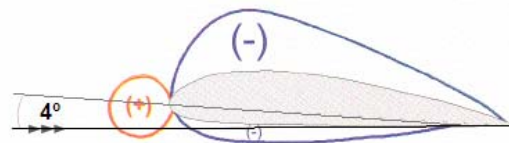
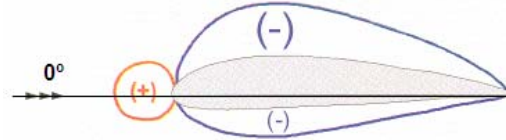
Influência do Ângulo de Ataque na Força Aerodinâmica Produzida no Perfil Alar

Consideremos um perfil assimétrico. Para um ângulo de ataque e uma velocidade específicos existe uma certa relação de pressões e uma determinada força aerodinâmica. Se a velocidade permanecer constante e variar o ângulo de ataque a relação de pressões e a força aerodinâmica também variam.

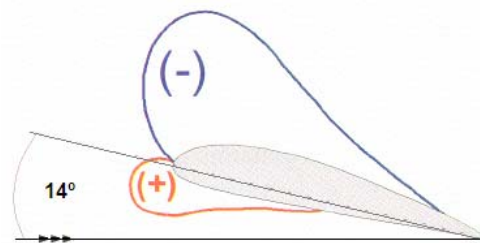
Ângulo de Ataque (-4°) – Não existe diferencial de pressões entre o extradorso e o intradorso do perfil não havendo força de sustentação (resultante de força aerodinâmica nula).



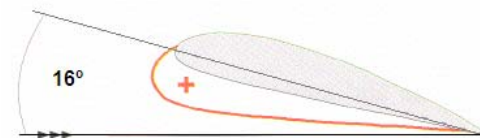
Ângulo de Ataque (0° até 8°) – Existe um ligeiro aumento da velocidade do ar que passa no extradorso do perfil com um conseqüente aumento da força aerodinâmica.



Ângulo de Ataque (8° até 16°) Existe um considerável aumento da velocidade do ar que passa no extradorso do perfil com um considerável aumento da força aerodinâmica.



Ângulo de Ataque próximo dos 16° Pode ocorrer perda total da componente sustentação da força aerodinâmica e um aumento da componente resistência devido à separação (descolar) da camada limite da superfície do perfil.



Equação da Força Aerodinâmica

Uma dada pressão sobre uma superfície origina uma força F , força esta que por sua vez pode ser determinada pela expressão $F = P \times S$. Para obter a pressão resultante que actua sobre a superfície alar basta adicionar algebricamente os diferenciais de pressão entre o extradorso e o intradorso. Multiplicando-a

pela superfície alar temos a força aerodinâmica.

Para desenvolver uma equação para a força aerodinâmica é necessário determinar os factores que a afectam. Embora existam variadíssimos factores, consideram-se os seguintes como os mais importantes:

- Velocidade da corrente fluida (V)
- Densidade do ar (ρ)
- Superfície alar (S)
- Forma e perfil da superfície alar
- Ângulo de ataque (α)
- Efeitos da viscosidade (μ)
- Efeitos de compressibilidade

Como se viu, a força aerodinâmica é igual ao produto do diferencial de pressão resultante pela superfície alar. Porém, o diferencial de pressão além de ser difícil de exprimir sob forma matemática varia com o ângulo de ataque.

Através de experiências efectuadas chegou-se à conclusão que o diferencial de pressão é directamente proporcional à pressão dinâmica.

Portanto, a equação da força aerodinâmica poder-se-à apresentar como o produto da pressão dinâmica pela superfície alar, e por uma constante (K) que representa a relação entre a pressão dinâmica e o diferencial de pressão da asa.

$$FA = q \times S \times K \Leftrightarrow FA = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times K \quad (1)$$

Coeficiente de Força Aerodinâmica

Coeficiente – Número adimensional que expressa uma grandeza ou graduação.

Coeficiente de força aerodinâmica – Número adimensional da razão entre a média de uma pressão aerodinâmica e a pressão dinâmica.

Muito embora a equação da força aerodinâmica (1) relacione três dos sete factores anteriormente mencionados ainda há a considerar os quatro restantes. Todos aqueles factores (forma e perfil da superfície alar, ângulo de ataque, viscosidade, efeitos da compressibilidade) afectam a constante "K". Esta constante representa-se por C_F e denomina-se "coeficiente de força aerodinâmica". Deste modo, considerando todas as variáveis teremos:

$$FA = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_F \quad (2)$$

O coeficiente determina-se através de experiências em túnel aerodinâmico ou em voo. Para termos uma ideia do efeito do C_F na força aerodinâmica imagine-se um carro em andamento e que colocamos a palma da mão na corrente fluida com um determinado ângulo de ataque; a força que empurra a mão para cima e para trás é a força aerodinâmica.

Mantendo constante a velocidade do carro e a área da mão, e rodando esta de modo a aumentar o ângulo de ataque, a força aerodinâmica aumenta. Interpretando a equação (2) verifica-se que C_F aumentou com o ângulo de ataque, uma vez que V , S , e ρ se mantiveram constantes.

Quando se efectuam testes com um perfil para avaliar as suas características aerodinâmicas, o que normalmente se procura é determinar o seu C_F .

Resolvendo a equação (2) em relação a C_F teremos:

$$C_F = \frac{FA}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S} \quad (3)$$

Os perfis são submetidos a testes em túneis aerodinâmicos utilizando dispositivos especiais que permitem variar o ângulo do ataque do perfil, e estão equipados com instrumentos para medir a direcção e a intensidade da força aerodinâmica. Como se conhece a densidade e a velocidade da corrente que percorre o túnel e ainda a superfície alar, é possível determinar facilmente C_F para vários ângulos ataque.

SUSTENTAÇÃO

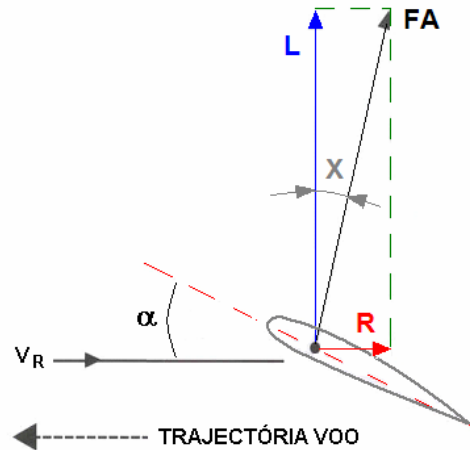
Definição

Já foi referido, mas nunca é demais repetir, que a força aerodinâmica é a força total que actua sobre um perfil, cuja direcção e intensidade varia de acordo com as variações da velocidade e do ângulo de ataque. Por este motivo é difícil recorrer à força aerodinâmica para prever a performance dum avião e analisar as características dum perfil.

A análise simplifica-se quando se decompõe a força aerodinâmica em duas componentes relacionadas com o vento relativo (VR).

A sustentação é definida como sendo a componente da força aerodinâmica que actua perpendicularmente ao vento relativo (VR) ou trajectória de voo do avião resultando do diferencial de pressões entre as superfícies do extradorso e intradorso da asa.

Fig. 36 – Sustentação



Equação

Conhecendo a direcção e a intensidade da força aerodinâmica é fácil determinar o ângulo que ela faz com a sustentação. Este ângulo que é designado por X na figura 36, permite resolver o triângulo, donde então se pode se concluir:

$$L = FA \times \cos X \quad (4)$$

$$FA = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_F \quad (5)$$

Substituindo (5) em (4) temos:

$$L = \left(\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_F \right) \times \cos X$$

O termo $C_F \times \cos X$ representa-se normalmente por C_L e chama-se coeficiente de sustentação.

A sustentação na sua forma mais corrente é então definida pela seguinte equação:

$$L = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times C_L \times S \quad (6)$$

A correcta interpretação da equação da sustentação (6) é a chave para a completa compreensão dos princípios de voo.

Exemplo 1: (variação de densidade)

Num voo de nível a 40 000 ft de altitude em que $\rho = \frac{1}{4} \times \rho_0$ para se conseguir gerar o valor da sustentação requerida para equilibrar o peso, mantendo o ângulo de ataque constante, é necessário aumentar a velocidade (V) para o dobro.

Nota

Se a velocidade aumenta duas vezes, na equação aumentará quatro vezes pois está elevada ao quadrado.

Podemos então concluir que:

Num voo estabilizado para que $L = W = C^{te}$

Se variar a altitude a densidade do ar (ρ) também varia, então duas situações podem acontecer:

1ª - A altitude aumenta, logo ρ diminui assim é necessário aumentar a velocidade e/ou o ângulo de ataque.

2ª - A altitude diminui, então ρ aumenta será então necessário reduzir a velocidade e/ou o ângulo de ataque.

Exemplo 2: (Variação de velocidade)

Num voo de nível ($\rho = C^{te}$) se a velocidade aumentar para o dobro, para que a sustentação (L) se mantenha constante é necessário reduzir o ângulo de ataque (α) para que o coeficiente de sustentação (C_L) seja reduzido para $\frac{1}{4}$ do valor inicial (antes de aumentar a velocidade).

Podemos então concluir que:

Se a altitude é constante (ρ mantém-se constante) duas situações podem acontecer:

1ª - A velocidade aumenta é necessário diminuir o C_L diminuindo o ângulo de ataque.

2ª - A velocidade diminui é então necessário aumentar o C_L aumentando o ângulo de ataque.

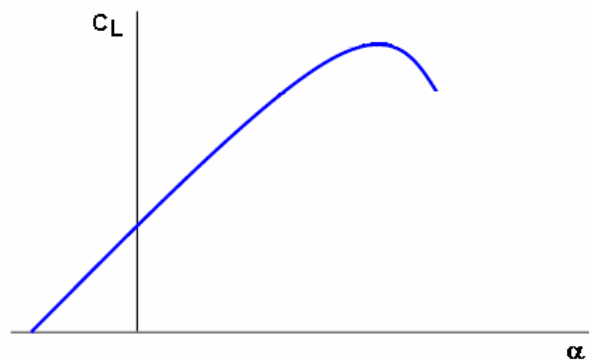
Coeficiente de Sustentação (C_L)

O coeficiente de sustentação (C_L) é a razão entre a pressão de sustentação e a pressão dinâmica. É uma medida da capacidade do perfil para produzir sustentação.

$$C_L = \frac{L}{q \times S} = \frac{L}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S} \quad (7)$$

Curvas do Coeficiente de Sustentação

O declive da curva do C_L é aproximadamente o mesmo na maioria dos perfis, isto é, verifica-se um aumento de 0,1 no C_L por cada grau de aumento no ângulo de ataque. O ponto onde a curvatura intercepta o eixo das abcissas denomina-se **ponto de sustentação nula** e representa o ângulo de ataque a que o perfil não tem sustentação ($C_L = 0$).



Relação entre o Ângulo de Ataque e a Velocidade

Quando a velocidade do avião diminui terá que haver uma reacção do piloto no sentido de manter a sustentação. Uma rápida análise equação da sustentação permite-nos verificar que a velocidade e o C_L são as únicas variáveis que afectando a sustentação podem ser controladas pelo piloto.

Assim sendo, para manter uma força de sustentação constante, quando o avião perde velocidade, o piloto deve aumentar o ângulo de ataque (figura 37) aumentando assim o C_L e desta forma compensando o decréscimo de velocidade.

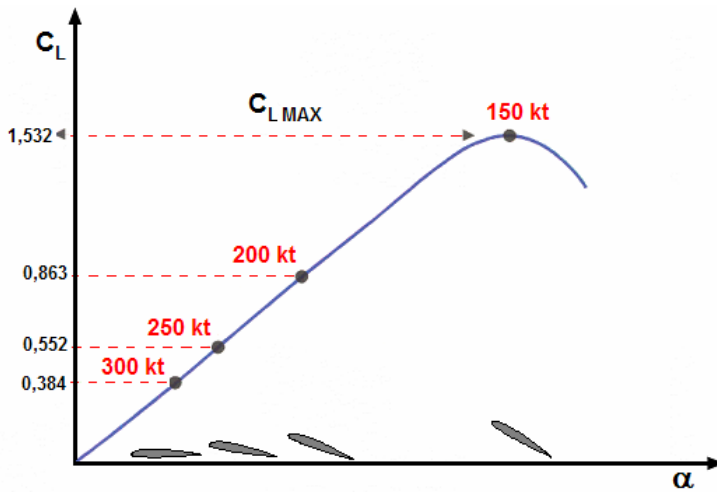


Fig. 37 – Relação velocidade/ângulo de ataque

Características do Perfil

No perfil simétrico a linha de curvatura média coincide com a linha de corda e a curvatura do extradorso é igual à do intradorso. Este tipo de perfil produz sustentação apenas para ângulos de ataque positivos.

O ponto de estagnação anterior situa-se à abaixo do ponto onde a corda intercepta o bordo de ataque; assim a corrente que se escoia sobre o extradorso percorre uma distância maior e haverá sustentação. Quando o ângulo de ataque é nulo (vento relativo paralelo à linha de corda) as correntes percorrem distâncias iguais, o diferencial de pressão será nulo e consequentemente não existirá sustentação.

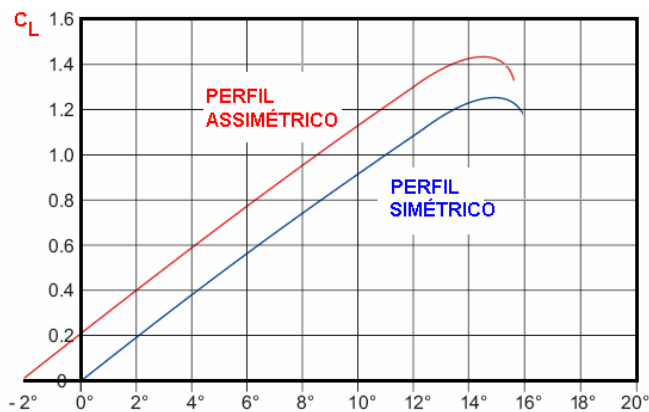


Fig. 38 – Perfil simétrico/assimétrico

O perfil assimétrico normalmente deve ter um ângulo de ataque negativo para que a distância percorrida pela corrente de ar no intradorso e no extradorso seja igual e assim o diferencial de pressões seja nulo.

As curvas de sustentação para os dois perfis um simétrico e outro assimétrico estão expostas na figura 38 para uma análise comparativa. Quanto maior for a curvatura dum perfil, mais para a esquerda se deslocará o ponto de sustentação nula.

RESISTÊNCIA AO AVANÇO

Definição

A resistência ao avanço é definida como sendo a componente da força aerodinâmica que actua paralelamente à direcção do vento relativo (V_R) ou trajectória mas em sentido contrário.

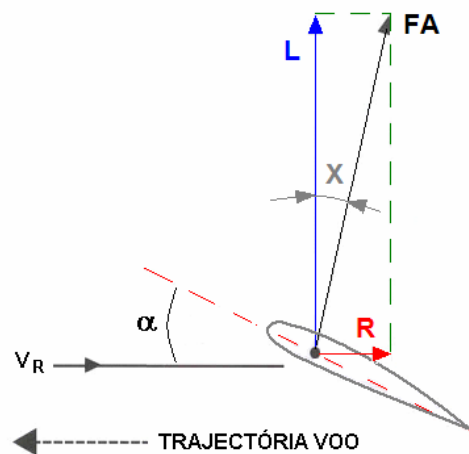


Fig. 39 – Resistência ao avanço

Equação

O valor da força de resistência ao avanço dado em termos geométricos (figura 39) ou analiticamente pela equação (8) diz respeito à resistência total produzida pelo avião em voo.

$$D = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_D \quad (8)$$

A resistência total é o valor da soma de dois tipos de resistência, a saber a resistência parasita (D_0) e a resistência induzida (D_i).

Coeficiente de Resistência (C_D)

O coeficiente de resistência (C_D) é a razão entre a pressão de resistência e a pressão dinâmica.

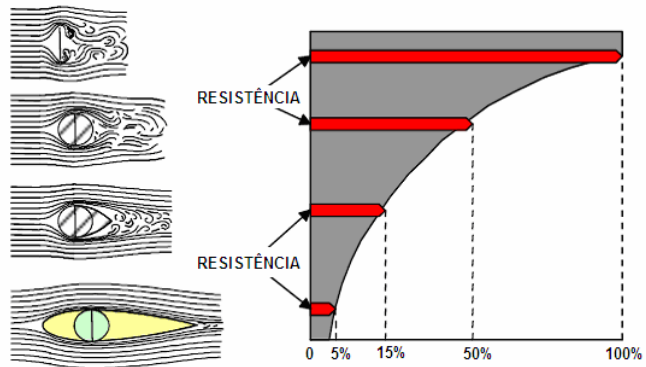
$$C_D = \frac{D}{q \times S} = \frac{D}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S} \quad (9)$$

Tipos de Resistência

Parasita - D_0

Pode definir-se como a resistência não associada com a produção da força de sustentação $D_0 = D + D_i$. A resistência parasita pode ser originada por vários factores, tais como a deslocação de ar pelo avião que é naturalmente influenciada pela sua **forma**, turbulência gerada na corrente fluida por **interferências** várias, e finalmente pelo **atrito** do ar ao passar sobre a superfície do avião.

Todos estes factores provocam forças de resistência que nada têm a ver com a sustentação mas sim com o movimento de um objecto através da massa de ar. Todas estas formas de resistência: de forma, de atrito superficial, e de interferência são afectadas pela velocidade. Quanto maior for a velocidade, maior é o efeito destes tipos de resistência.



Podemos então dizer que a resistência parasita aumenta com o aumento da velocidade e numa forma exponencial.

Resistência de forma

É a resistência causada pela forma do avião. A figura mostra quatro corpos de formas diferentes, colocados

numa corrente fluida. O corpo aerodinâmico (perfil alar) é envolvido pelas linhas de corrente numa forma suave, sem provocar turbulência. No disco, as linhas de corrente tomam uma forma descontínua, originando o aparecimento de turbulência e a diminuição da pressão estática a jusante.

Da diferença de pressões entre as faces do disco resulta uma força que tende a retardar o seu movimento; é a resistência.

Na figura podemos verificar também as contribuições, em resistência, das formas consideradas é de notar a baixa resistência do perfil aerodinâmico quando comparado com o disco com a mesma secção recta, exactamente porque o ar em torno do perfil se escoia sem turbulência. Para diminuir a resistência de forma dá-se, normalmente, às partes dos aviões (fuselagem, naceles de motores, bombas e outros componentes) expostas à corrente, uma forma de gota de água.

Resistência de atrito superficial

É a resistência produzida pela fricção das partículas de ar da camada limite entre si e entre a superfície do avião exposta ao fluxo de ar, isto é, sobre as superfícies dum avião percorridas pelo escoamento forma-se uma camada de ar muito estreita que se denomina por camada limite.

A figura 40 mostra o escoamento do ar sobre uma superfície e a distribuição das velocidades dentro dessa camada. As moléculas de ar junto à superfície têm velocidade nula. Porém a camada imediata, devido ao arrastamento das moléculas de ar da camada adjacente, move-se com uma certa velocidade.

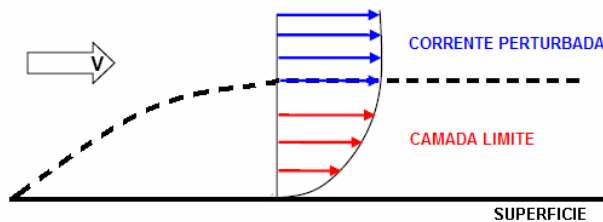


Fig. 40 – Escoamento sobre uma superfície

A velocidade das várias camadas aumenta à medida que aumenta a distância à superfície, até atingir o valor da velocidade da corrente de ar não perturbada. Entre a superfície em contacto com o fluido e o ponto em que se dá a igualização das velocidades situa-se a **camada limite**.

A espessura desta camada, em regime de velocidade subsónica, não excede a espessura duma carta de jogar. As diversas camadas, dentro da camada limite, escorregam umas sobre as outras produzindo uma força retardadora ou de resistência que é originada pela viscosidade do ar.

Este tipo de resistência é chamada de **resistência de atrito superficial** e o seu valor por unidade de superfície é muito pequeno. Porém, nos aviões de transporte, como se compreende, constitui uma parcela significativa da resistência parasita.

Por outro lado, como no alumínio que reveste as superfícies expostas se forma uma camada de óxido de alumínio, a sua superfície torna-se rugosa e dificulta o escoamento. Este fenómeno provoca o aumento de espessura da camada limite e, por consequência, o aumento da resistência de forma. Para evitar este inconveniente é costume polir ou pintar as superfícies.

Todavia, como as tintas também são susceptíveis de oxidação, podem provocar efeitos semelhantes se não forem convenientemente tratadas. Nos aviões de muito alta velocidade em que predomina essencialmente a resistência de atrito recorre-se quase sempre à utilização de superfícies perfeitamente polidas.

Resistência de interferência

A resistência de interferência é provocada pela interpenetração das correntes fluidas que se desenvolvem num avião, por correntes turbulentas ou por restrições ao fluxo normal das linhas de corrente.

Por exemplo, o ar que se escoia ao longo da fuselagem colide com o ar que percorre a asa, junto à sua raiz, originando a resistência deste tipo. Os efeitos desta colisão podem atenuar-se, dando às superfícies em causa, configurações apropriadas e que permitem a inter-penetração das correntes de um modo suave.

Quando consideramos o avião na sua totalidade a resistência parasita total é maior que o somatório das resistências verificadas nos diferentes componentes (asas, fuselagem, estabilizadores, etc.). Este diferencial resulta da inter-penetração das diversas camadas de escoamento de ar que se desenvolvem em torno do avião

Área parasita equivalente e equação da resistência parasita

Como se sabe a força é por definição, igual ao produto da pressão pela área. A resistência parasita, sendo uma força, pode-se determinar multiplicando a pressão dinâmica pela área, tomando para valor da área, o correspondente ao duma superfície hipotética que produziria a mesma resistência parasita que o avião, ambos com a mesma velocidade.

Esta superfície denomina-se por área parasita equivalente exprimindo-se normalmente em pés quadrados. Está portanto relacionada com a resistência parasita através da seguinte expressão:

$$D_o = q \times f \quad \Leftrightarrow \quad D_o = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times f$$

f - representa a área parasita equivalente

$$f = C_{D_o} \times S \quad (10)$$

Variação do coeficiente de resistência parasita com o coeficiente de sustentação

A variação do coeficiente com o coeficiente de sustentação C_L

O coeficiente de resistência parasita mínimo $C_{D_{\text{min}}}$ verifica-se geralmente na sustentação nula ($C_L = 0$) ou próximo desta, aumentando gradualmente a partir deste ponto.

Efeito dos flaps e trem de aterragem na resistência parasita

A resistência parasita varia directamente com o aumento da área frontal. A descida de trem de aterragem, flaps, etc., pode aumentar a área frontal em cerca de 80 % aumentando proporcionalmente a resistência parasita.

Efeito da altitude na resistência parasita

A resistência parasita diminui com o aumento de altitude, pois como é sabido a densidade diminui com o aumento de altitude e consequentemente a pressão dinâmica (consideramos que a velocidade se mantém constante). Como podemos verificar (equação 11) a resistência parasita é directamente proporcional à pressão dinâmica, logo se esta diminui também a resistência parasita diminuirá.

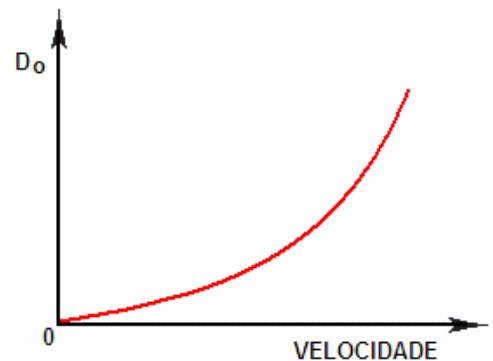


Fig. 41 – Variação da resistência parasita com a velocidade

$$q = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2$$

$$D_o = q \times S \times C_{D_o} \quad \Leftrightarrow \quad D_o = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_{D_o} \quad (11)$$

Por exemplo, um dado avião a voar a uma certa VAV a 40 000 pés ($\sigma = 0,25$) tem um quarto da resistência

parasita correspondente ao nível do mar ($\sigma = 1$).

Este efeito dá-se porque o ar de menor densidade produz uma pressão dinâmica menor.

Efeito da velocidade na resistência parasita

A figura 41 mostra a variação da resistência parasita com a velocidade. Tendo em consideração a equação 1 convém salientar que o efeito da velocidade, na resistência parasita é de todos o mais importante. Esta aumenta com o quadrado da velocidade.

O predomínio da resistência parasita a grandes velocidades de voo acentua a necessidade de uma crescente perfeição de linhas aerodinâmicas.

Para ilustrar este facto, vejamos um exemplo concreto, um avião em voo logo acima da velocidade de perda pode ter uma resistência parasita de 25% da resistência total, no entanto, o mesmo avião em voo de nível a baixa altitude à máxima velocidade tem uma resistência parasita que é quase 100% da resistência total.

Induzida - D_i

Origem da resistência induzida

A componente da resistência total devida à produção da sustentação chama-se resistência induzida. Esta é por assim dizer uma consequência da força de sustentação, induzida portanto quando uma asa desenvolve sustentação, provocada pelos vórtices de ponta da asa que modificam o fluxo ascendente e descendente na vizinhança desta. Para analisar este tipo de resistência seria necessário desenvolver uma teoria bastante complexa e demorada. Nos parágrafos que se seguem apresentar-se-ão apenas alguns princípios e conclusões de interesse prático.

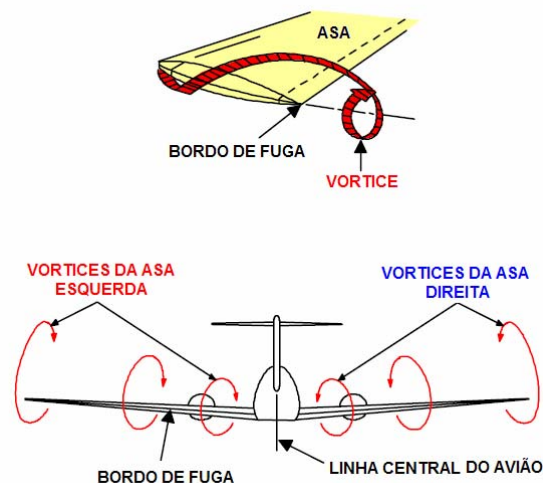


Fig. 42 – Vórtices de ponta da asa

Os vórtices de ponta da asa são gerados quando o fluxo de ar de maior pressão na parte inferior da asa circula através do seu extremo para a região de menor pressão no extradorso (figura 42).

Estes vórtices são mais fortes no extremo da asa perdendo intensidade à medida que se aproximam da parte central do avião.

Se a asa fosse de envergadura infinita não existiriam vórtices de ponta da asa, o fluxo ascendente seria equilibrado pelo fluxo descendente, o vento relativo (VR) no centro aerodinâmico (CA) não teria componente vertical (teria apenas componente horizontal) e o ângulo de ataque seria exactamente igual ao ângulo de ataque geométrico.

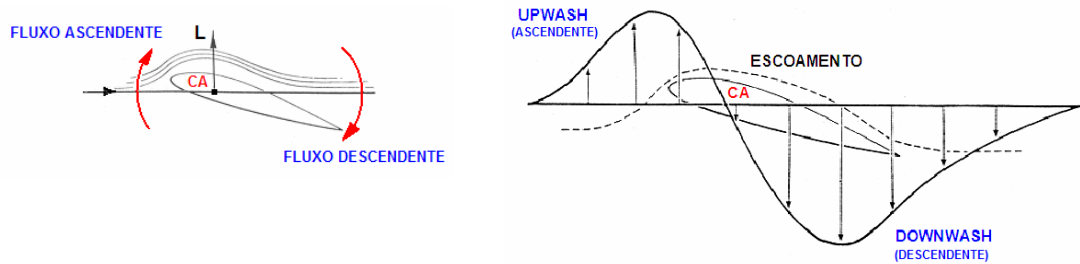


Fig. 43 – Asa de envergadura infinita

Como não existem asas infinitas (figura 44), os vórtices de extremo da asa empurram o fluxo de saída para baixo originando um fluxo descendente que faz com que o VR atrás da asa seja desviado para baixo num ângulo com amplitude igual a metade da amplitude do ângulo de fluxo descendente.

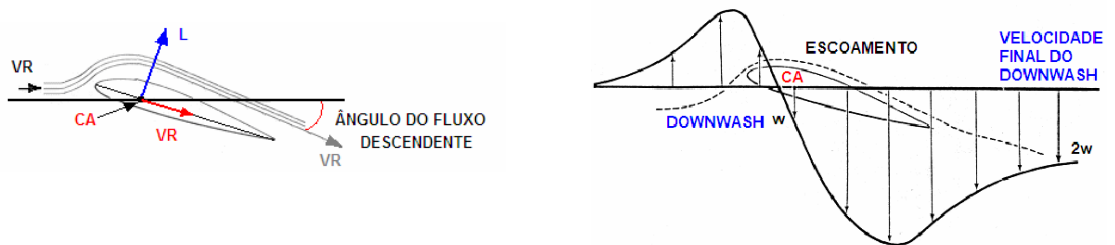


Fig. 44 – Asa real

O vento relativo no CA é influenciado pelo fluxo descendente e desloca-se para baixo. Este deslocamento para baixo do vento relativo no centro aerodinâmico reduz o ângulo de ataque efectivo que tem como consequência uma redução da sustentação total gerada pela asa.

Sendo o vector da força de sustentação perpendicular ao vento relativo, o vector correspondente à sustentação efectiva (perpendicular ao vento relativo efectivo) tem uma determinada inclinação para trás (figura 45) em relação ao vector da força de sustentação normal (perpendicular ao vento relativo da corrente livre). O vector componente da sustentação efectiva (paralelo ao vento relativo da corrente livre) corresponde à força de **resistência induzida**.

O ângulo de inclinação do vector de sustentação efectiva é igual ao ângulo induzido do vento relativo

efectivo e tem amplitude igual a metade da amplitude do ângulo de fluxo descendente.

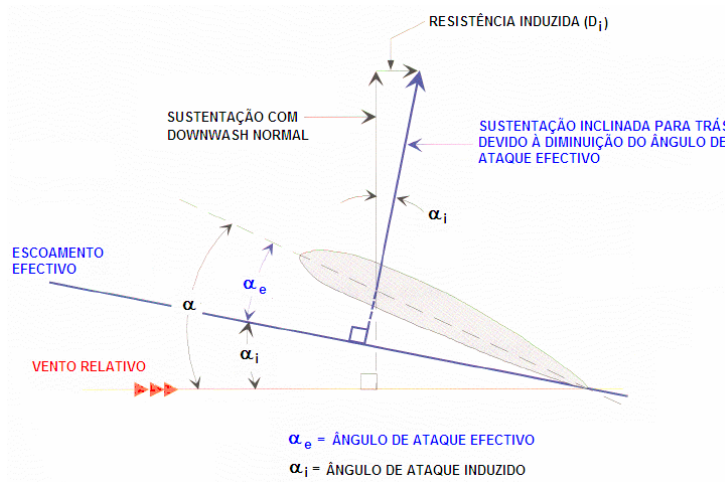


Fig. 45 – Ângulo de ataque efectivo/induzido

O diferencial de pressões entre o extradorso e o intradorso da asa aumenta à medida que aumenta o valor do ângulo de ataque.

Quanto menor for a velocidade do avião maior terá que ser o ângulo de ataque, maior diferencial de pressões, mais fortes os vórtices de ponta da asa, maior a resistência induzida.

Equação da resistência induzida

A resistência induzida relaciona-se com o ângulo de ataque e , portanto, com o coeficiente de sustentação, logo podemos escrever a equação da resistência induzida a partir da equação da força aerodinâmica, e assim teremos:

$$D_i = q \times S \times C_{Di} \quad (12)$$

$$q = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2$$

Nesta equação surge um novo coeficiente designado de coeficiente de resistência induzida C_{Di} . O Este coeficiente pode determinar-se através da seguinte expressão:

$$C_{Di} = k \times C_L^2 \quad \text{como} \quad k = \frac{1}{\pi \times AR \times e} \quad \text{teremos} \quad C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \times AR \times e} \quad (13)$$

Substituindo as equações (2) e (3) em (1) obtemos:

$$D_i = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times \frac{C_L^2}{\pi \times AR \times e} \quad (14)$$

a partir da equação da sustentação podemos obter a equação do C_L

$$L = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_L \Leftrightarrow C_L = \frac{2 \times L}{\rho \times V^2 \times S}$$

se elevarmos ao quadrado temos: $C_L^2 = \frac{4 \times L^2}{\rho^2 \times V^4 \times S^2}$ (15)

Substituindo (15) em (14) obtemos:

$$D_i = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times \frac{4 \times L^2}{\rho^2 \times V^4 \times S^2 \times \pi \times AR \times e} \quad (16)$$

Simplificando temos:

$$D_i = \frac{2 \times L^2}{\rho \times V^2 \times S \times \pi \times AR \times e} \quad (17)$$

e – representa o factor de eficiência do avião, também conhecido por factor de eficiência de Oswald, mede a eficiência de cada asa em relação à asa ideal ($e \leq 1$), a asa que se aproxima mais da ideal é a asa elíptica.

k – é designado simplesmente por factor k

Efeito da sustentação na resistência induzida

Sendo a resistência induzida uma componente da força de sustentação, quanto maior for a sustentação maior será a resistência induzida.

Em voo de nível a sustentação deve igualar o peso pelo que o valor da resistência induzida depende do peso do avião.

Certas manobras requerem uma força de sustentação maior que o peso do avião. A relação entre a força de

sustentação e o peso é conhecida por factor de carga (n).

$$n = \frac{L}{W} \quad (18)$$

Quando o factor de carga aumenta a resistência induzida também aumenta. A resistência induzida aumenta proporcionalmente ao quadrado da força de sustentação como se pode também observar pela equação (17).

Efeito da altitude na resistência induzida

Se atendermos à equação da resistência induzida (17) verifica-se que a resistência induzida é inversamente proporcional à massa específica (ρ), é também sobejamente conhecida a variação desta com a altitude (decrece com o aumento da altitude), logo podemos concluir que a resistência induzida aumenta com o aumento da altitude

Efeito da velocidade na resistência induzida

Se tivermos em atenção a equação da resistência induzida (17), vemos que esta é inversamente proporcional ao quadrado da velocidade, isto é, aumenta quando a velocidade diminui.

Também é sabido que as baixas velocidades estão associadas a altos coeficientes de sustentação, pela equação abaixo verificamos que o coeficiente de resistência induzida é directamente proporcional ao quadrado do coeficiente de sustentação.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \times AR \times e}$$

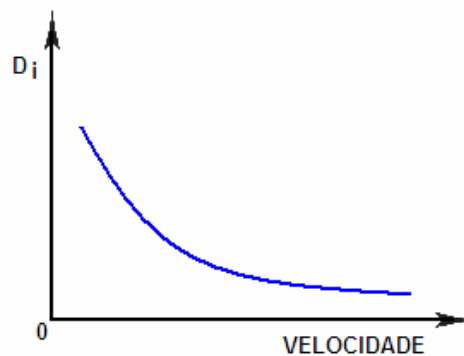


Fig. 46 – Variação da resistência Induzida com a velocidade

Podemos assim dizer que a velocidade influencia a resistência induzida directa e indirectamente, isto é, a diminuição da velocidade faz só por si aumentar a resistência induzida (forma directa) e também porque a diminuição da velocidade corresponde a maiores coeficientes de sustentação, logo maior sustentação gerada.

Pela equação 17 verifica-se que a resistência induzida é directamente proporcional ao quadrado da sustentação (forma indirecta).

Efeito da razão de aspecto na resistência induzida

Os vórtices de ponta da asa de uma asa com grande razão de aspecto afectam uma menor porção da sua envergadura sendo a inclinação total do fluxo descendente também menor e conseqüentemente a componente horizontal da força de sustentação (resistência induzida) também menor, a resistência induzida é inversamente proporcional à razão de aspecto.

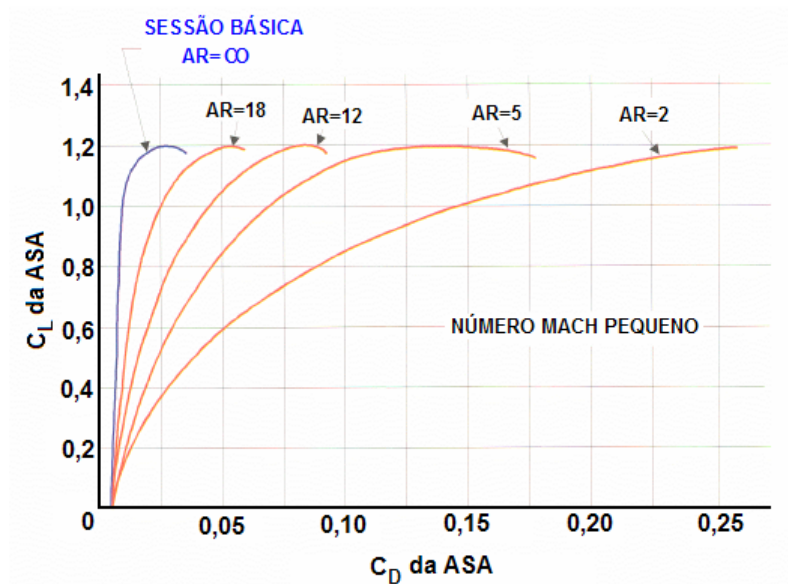


Fig. 47 – Variação da resistência induzida com a velocidade

Se atendermos à equação do C_{Di} é fácil verificar que para aumentos da AR teremos diminuição do C_{Di} e conseqüentemente também a resistência induzida diminui.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \times AR \times e}$$

Efeito da conicidade e da flecha das asas na resistência induzida

A razão de aspecto duma asa é o factor primário para a determinação das suas características tridimensionais e da sua resistência devida à sustentação. Uma distribuição típica da sustentação ao longo da envergadura é a distribuição elíptica como se pode ver na figura 48.

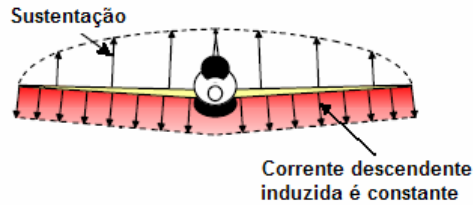


Fig. 48 – Distribuição típica da sustentação numa asa elíptica

Se esta distribuição elíptica da sustentação for obtida com uma asa cuja planta é também elíptica, cada secção da asa tem o mesmo coeficiente de sustentação, e a velocidade da corrente descendente induzida é constante ao longo da envergadura.

Aerodinamicamente a asa elíptica é a asa mais eficiente porque o facto do C_L e a velocidade induzida serem constantes provocam uma resistência induzida mínima para uma dada razão de aspecto.

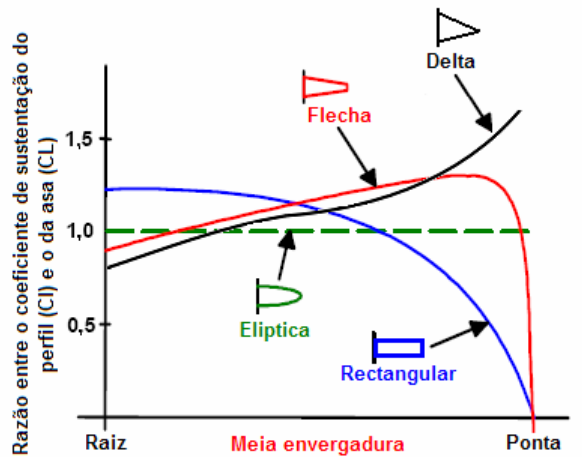


Fig. 49 – Distribuição da sustentação ao longo da envergadura

Ao estudarmos a eficiência de uma asa é natural que estudemos por comparação à asa de secção elíptica.

O efeito da forma elíptica está ilustrado no gráfico da razão do coeficiente de sustentação do perfil pelo coeficiente de sustentação da asa, em função da semi-envergadura da asa.

A asa elíptica produz um valor constante de $(C_i / C_L) = 1,0$ ao longo de toda a distância da raiz à ponta. Assim, o ângulo de ataque do perfil α_o e o ângulo de ataque induzido α_i , são constantes ao longo de toda a envergadura. Se a planta da asa não é elíptica, é de esperar que o coeficiente de sustentação e o ângulo de ataque não sejam constantes ao longo da envergadura.

A asa, rectangular tem uma razão de conicidade de 1,0 e caracteriza-se por um forte vórtice na ponta, com uma corrente de ar descendente forte na ponta e fraca na raiz. Esta grande falta de uniformidade na corrente descendente provoca uma variação semelhante nos ângulos de ataque induzidos locais α_o longo da envergadura.

Na ponta, onde há uma forte corrente descendente, o ângulo de ataque induzido é maior que o valor médio de toda a asa. Como o ângulo de ataque α é a soma de α_i com α_o um grande α_i local reduz o α_o local dando origem a baixos coeficientes de sustentação locais na ponta. Na raiz da asa rectangular, onde há pequena corrente descendente local, dá-se o contrário.

Esta situação cria um ângulo de ataque induzido na raiz que é menor que o do valor médio da asa. O resultado é o gráfico da figura, que nos dá para coeficiente de sustentação local na raiz cerca de 20% mais que o coeficiente médio da asa.

O efeito da forma rectangular pode ser apreciado comparando uma distribuição de sustentação da asa elíptica com a da asa de corda constante. Próximo da ponta as cordas criam menor sustentação que na raiz e, portanto, têm menor coeficiente de sustentação.

A grande falta de uniformidade do coeficiente local de sustentação ao longo da envergadura implica que umas secções suportam uma parte do peso total maior que as que lhe compete enquanto outras suportam um peso menor.

Portanto, para uma dada razão de aspecto, a asa rectangular é menos eficiente que a asa elíptica. Por exemplo, uma asa rectangular com $AR = 6$ terá um ângulo de ataque induzido 16% mais alto e uma resistência induzida 5% mais alta que a asa elíptica com uma mesma razão de aspecto.

O outro extremo é a asa em ponta (delta), cuja razão de conicidade é zero. Como a área na ponta afilada é extremamente pequena, não pode sustentar o vórtice principal de ponta da asa e daqui resulta uma mudança brusca na distribuição da corrente descendente.

A asa em delta tem a maior corrente descendente na raiz, decrescendo para a ponta. Na vizinhança imediata da ponta encontra-se uma corrente ascendente que indica a existência de ângulos de ataque induzidos negativos.

A variação do coeficiente de sustentação local que daí resulta mostra um valor de C_l pequeno na raiz e muito grande na ponta.

Pode apreciar-se este efeito tendo em atenção que as grandes cordas da raiz produzem baixas pressões de sustentação, enquanto que as cordas curtas próximas da ponta estão sujeitas a pressões de sustentação muito altas. A variação de C_l / C_L , ao longo da envergadura da asa de razão de conicidade nula está representada no gráfico da figura.

Tal como no caso da, asa rectangular, a não uniformidade das distribuições de sustentação e de corrente descendente dão como resultado a pequena eficiência desta asa por exemplo uma asa ponte-aguda com $AR = 6$ terá um ângulo de ataque induzido 17% mais alto e uma resistência induzida 13% mais alta que uma asa elíptica com a mesma razão de aspecto. Entre os dois exemplos citados de formas de asa, devem existir formas cuja eficiência seja mais aceitável.

As variações de C_l / C_L para uma asa com razão de conicidade de 0,5 aproxima-se bastante da distribuição de sustentação da asa elíptica, e as resistências induzidas das duas configurações são quase iguais. Uma asa com $AR = 6$ e razão de conicidade de 0,5, tem um α_i apenas 3% mais alto C_{Di} 1% mais alto que a asa elíptica com a mesma razão de aspecto.

Outro factor de que depende a distribuição de sustentação ao longo da envergadura é a disposição em flecha das asas. A variação da distribuição de sustentação que se obtém, dando a uma asa a forma em flecha, é semelhante à que resulta da diminuição da razão de conicidade.

Além disso os grandes ângulos de flecha tendem a aumentar a resistência induzida. A asa elíptica é a forma de asa ideal para voo subsónico, pois é a que dá menor resistência induzida para uma dada razão de aspecto.

Contudo, a maior objecção à forma elíptica é a grande dificuldade da sua construção. É preferível uma forma de asa de alta conicidade, do ponto de vista da robustez e peso estrutural; a forma da asa pode ter uma razão de conicidade de 0,45 a 0,20.

Para conservar a eficiência aerodinâmica, a asa é construída com torções e variações de perfil para se obter uma distribuição de sustentação tão elíptica quanto possível.

Métodos utilizados para a redução da resistência induzida

- **Alheta de ponta da asa (wing tip fence)** – Uma alheta plana colocada na ponta da asa reduz os vórtices de ponta da asa e tem um efeito similar ao incremento da razão de aspecto (figura 50).

- **Depósito de ponta da asa (wing tip tank)** – Depósito de combustível colocado na ponta da asa têm um efeito semelhante às alhetas de ponta da asa.
- **Forma da ponta da asa (modified wing tip)** – A forma da ponta da asa pode afectar a força dos vórtices de ponta da asa. Pontas curvadas para baixo ou para cima podem ser usadas para diminuir a resistência induzida.
- **Winglets** – são pequenos perfis verticais que nascem da ponta da asa. Estes perfis têm uma forma e um ângulo tais que o fluxo induzido gera uma pequena força no sentido de deslocamento do avião (resistência induzida negativa ou impulso).

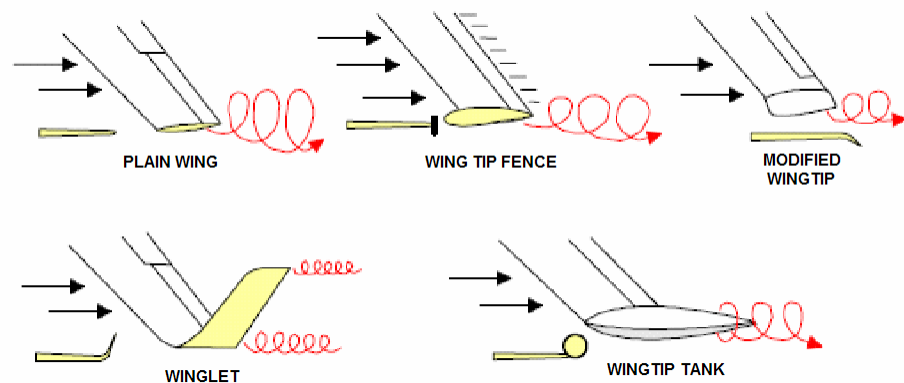


Fig. 50 – Diversas formas de pontas de asa

Resistência Total - D

Depois de tudo o que foi dito anteriormente é sabido que a resistência total em regime subsónico é igual ao somatório da resistência induzida com a resistência parasita.

É então a força que se opõe ao movimento do avião no ar, portanto, sendo uma força de oposição, poderia levar-nos a pensar, que se teria desvantagens, mas não, é de extrema utilidade nas aproximações para aterragem.

Devido às características de aceleração dos motores de reacção, os aviões de jacto utilizam nas aproximações para aterragem, os flaps e os freios de picada, para aumentar a força de resistência. Este aumento de resistência é útil por diversos motivos.

A aceleração dos turboreactores a baixas velocidades de rotação é muito lenta.

Se os motores operarem a maior potência o tempo de aceleração é consideravelmente menor. Portanto,

quanto maior for a resistência num avião, maior terá que ser a potência para manter a velocidade de aproximação final.

Caso o avião entre numa situação de emergência durante a aproximação que exija o emprego da potência máxima, menor será o tempo de aceleração do motor. Por outro lado, o aumento de resistência permitirá que o avião faça aproximações mais pronunciadas sem exceder a velocidade de aproximação final, e muito importante também, operar pistas mais curtas.

Curva da Resistência Total

A resistência total (D) dum avião, quando em voo, resulta da soma das resistências induzida (D_i) e parasita (D_o).

Na figura 51, podemos observar a variação característica da resistência total com a velocidade, para um determinado avião. Ambas as componentes, induzida e parasita dependem directamente da velocidade, a parasita é directamente proporcional ao quadrado da velocidade, ao passo que a induzida é inversamente proporcional ao quadrado da velocidade.

Podemos assim afirmar que na resistência total do avião, tem preponderância a resistência induzida a baixas velocidades e resistência parasita nas velocidades mais elevadas.

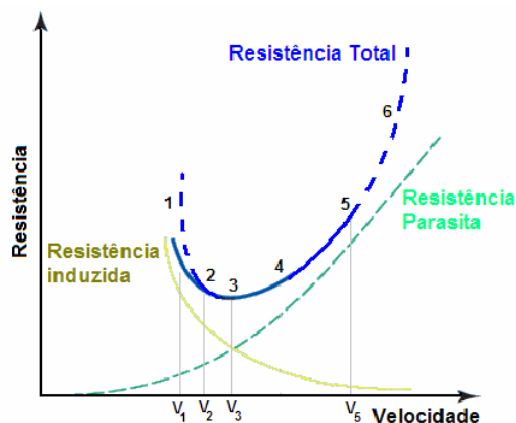


Fig. 51 – Curvas de resistência/velocidade

A curva da resistência total de um avião é um factor primordial em muitas questões da performance do avião, no que respeita a alcance, autonomia, voo em subida, manobra, aterragem, descolagem, etc., baseando-se sempre em relações que envolvem esta curva. Devemos assim destacar os seguintes pontos importantes:

Ponto 1. A velocidade de perda, para este avião corresponde a V_1 . Nesta situação acontece um aumento

brusco e muito significativo da resistência total. Dado que as equações da resistência parasita e induzida não consideram o fenómeno da perda, o comportamento do avião em termos de resistência total não depende somente destas e desvia-se do previsto seguindo o comportamento a tracejado.

Ponto 2. À velocidade V_2 , o avião tem a mínima velocidade de descida (voo sem motor). Note-se que para esta velocidade a resistência induzida é cerca de 75% da resistência total.

Ponto 3. Devido ao modo como as resistências parasita e induzida variam com a velocidade (resistência parasita proporcional ao quadrado da velocidade, resistência induzida inversamente proporcional ao quadrado da velocidade), a resistência total mínima verifica-se quando a resistência induzida é igual à parasita. Assim sendo a resistência total mínima verifica-se para V_3 , então num voo de nível ($L=W$) para esta velocidade o avião estará a voar com $(L/D)_{máx}$. Esta velocidade é uma característica importante no estudo da performance dos aviões.

Ponto 4. Neste ponto o avião possui uma velocidade ligeiramente superior à velocidade V_3 ou seja a correspondente a $(L/D)_{máx}$, no entanto a resistência parasita representa agora cerca de 75% da resistência total.

Ponto 5. Neste ponto, a resistência induzida é uma parte muito pequena da resistência total, ao contrário da resistência parasita.

Ponto 6. Para velocidades mais elevadas a resistência aumenta muito rapidamente devido ao efeito da compressibilidade. Acontece que a equação da resistência parasita não toma em conta estes efeitos pelo que novamente a curva da resistência total se desvia da curva da resistência parasita, (tracejado).

Razão Sustentação/Resistência

Quando se projecta um perfil, pretende-se que ele seja capaz de produzir uma dada sustentação, no entanto não podemos descurar um aspecto muito importante, que é a resistência ao avanço que ele vai introduzir.

Para analisarmos um dado perfil recorre-se assim a um factor que nos permite ter uma noção da eficiência do perfil. Este parâmetro é conhecido por **eficiência aerodinâmica** do perfil, e é representado pela razão entre a sustentação e a resistência.

$$\frac{L}{D} = \frac{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_L}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_D} = \frac{C_L}{C_D}$$

Os aviões com razões L/D elevadas são mais eficientes (aerodinamicamente) que os que possuem baixos valores de L/D .

Se considerarmos os valores da sustentação e da resistência em função do valor do ângulo de ataque e dividirmos, para cada valor de ângulo de ataque, os respectivos valores da sustentação e da resistência podemos construir uma curva referente à razão L/D . Esta curva atinge o seu máximo a um ângulo de ataque de aproximadamente 4° (neste caso). Este ângulo de ataque é denominado **ângulo de $(L/D)_{\text{máx}}$ ou ângulo de ataque ótimo**. O valor de $(L/D)_{\text{máx}}$ corresponde ao máximo valor da razão da sustentação e da resistência e é uma medida da eficiência aerodinâmica de um avião.

É de notar que se um avião operar com o ângulo de ataque de $(L/D)_{\text{máx}}$ a resistência será mínima para a força de sustentação necessária (ver gráfico da resistência total). Para ângulos de ataque inferiores ou superiores a resistência aumenta, para a mesma força de sustentação, sendo necessário mais potência

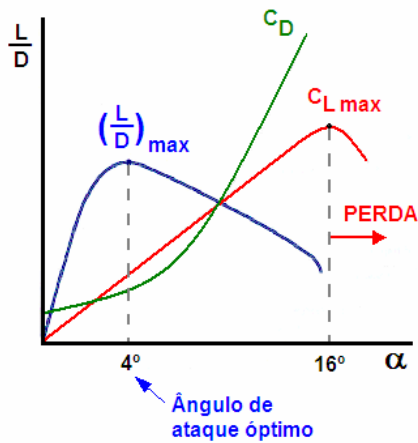


Fig. 52 – Ângulo de ataque para $(L/D)_{\text{máx}}$

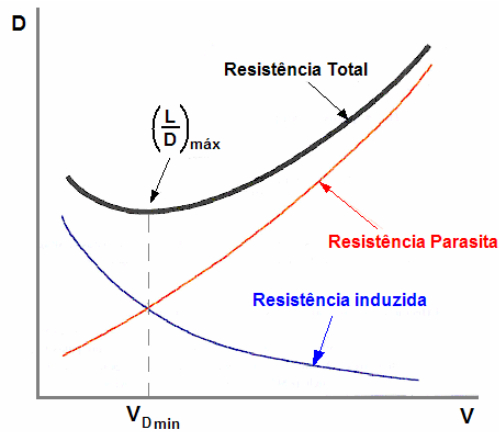


Fig. 53 – Resistência total para $(L/D)_{\text{máx}}$

O ângulo de ataque correspondente ao valor $(L/D)_{\text{máx}}$ varia com a configuração da aeronave veja-se a figura 54 em que se pode constatar o ângulo ótimo para um avião "limpo" e com flaps estendidos.

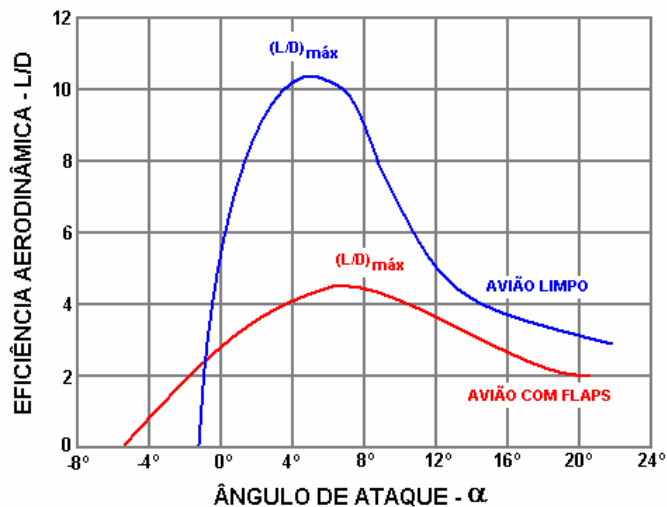


Fig. 54 – Ângulo de ataque ótimo / configuração

Avião	$\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}}$
Anfíbio de grande performance	25 a 40
Bombardeiro de grande performance	20 a 25
Transporte	12 a 20
Convencional de treino	10 a 15
Jacto de treino	14 a 16
Caça transônico	10 a 13
Caça supersônico	4 a 9

Tab. 2 – Tipo de avião/ $(L/D)_{\text{máx}}$ característica

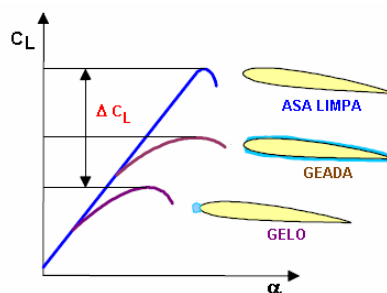
Não devemos no entanto confundir performance com eficiência: um caça supersônico possui uma performance muito maior que a de um planador, porém o planador possui uma eficiência maior.

Voo em Condições Climatéricas Adversas

Contaminação da asa, gelo, neve e geada

A contaminação da asa pela formação de gelo, geada ou queda de neve pode provocar alterações significativas na forma do bordo de ataque e na rugosidade da superfície (aumento das forças de fricção) e um decréscimo considerável no valor do $C_{L_{\text{max}}}$.

A perda ocorrerá a menores valores de ângulo de ataque e a velocidade de perda aumentará podendo, em situações de forte contaminação, sofrer um aumento na ordem dos 30%.

Fig. 55 – Efeito da contaminação da asa no valor do C_L

PERDA E CARACTERÍSTICAS DA PERDA

A ideia de que o voo a baixa velocidade e altitude corresponde a mais segurança, não pode ser mais incorrecta. É verdade que certas manobras (aterragens e descolagens principalmente), quer por questões de segurança, quer por limitações físicas, são efectuadas a baixa velocidade (as pistas são limitadas na sua extensão), sabemos já a influência importante que a velocidade tem na geração da sustentação, assim o piloto tem que aumentar o ângulo de ataque, para que não perca sustentação, com isto aproximamo-nos da perda.

Quando esta acontece associado à perda de sustentação temos o aumento da resistência ao avanço, perda de altitude e perda de eficiência dos comandos de voo, que podem levar a situações de voo complicadas.

Perda Aerodinâmica

Condição correspondente à situação em que para um aumento do ângulo de ataque (α) temos uma diminuição do coeficiente de sustentação e conseqüentemente diminuirá a sustentação. O C_L diminui porque inicialmente se dá a separação ou o descolar da camada limite no extradorso. Quando se dá o descolar da camada limite ocorre turbulência na superfície da asa, aumentando a pressão estática no extradorso. Podemos afirmar que a causa directa e única da perda aerodinâmica é o ângulo de ataque excessivo.

Ângulo de Ataque da Perda

Se atendermos à figura 56 podemos verificar que para todos os valores de α superiores ao ângulo de ataque correspondente ao $C_{Lmáx}$ (ângulo de perda ou crítico - neste caso particular 14°), o coeficiente de sustentação diminui.

A região à direita deste valor chama-se região de perda, assim sempre que um avião voar com ângulo de ataque compreendido nesta região estará em perda, qualquer que seja a sua velocidade.

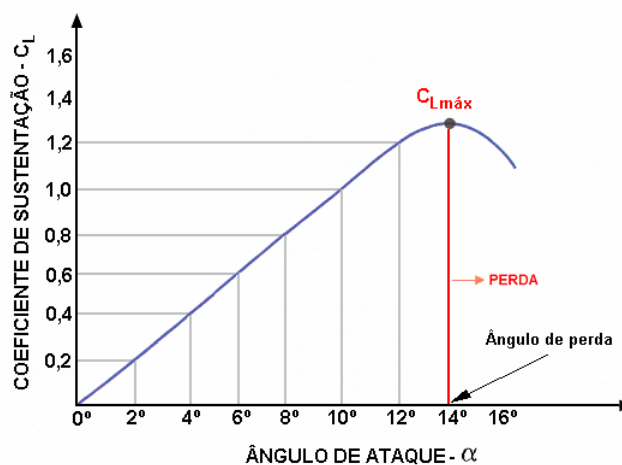


Fig. 56 – Ângulo crítico ou de perda

O aumento do ângulo de ataque produz um aumento do diferencial de pressões e um aumento do gradiente de pressão adversa (figura 57).

Este aumento faz com que o ponto de separação se desloque para a frente no sentido do bordo de ataque e a partir de um determinado valor de ângulo de ataque a energia cinética do fluxo da camada limite não consegue sobrepor-se ao gradiente de pressão adversa e dá-se a separação.

O valor do ângulo em que ocorre a separação é denominado **ângulo de perda ou ângulo crítico**. Este valor corresponde ao valor de $C_{L_{max}}$ e num voo estabilizado a 1G, ao $C_{L_{max}}$ corresponde a velocidade mínima ou velocidade de perda (V_p).

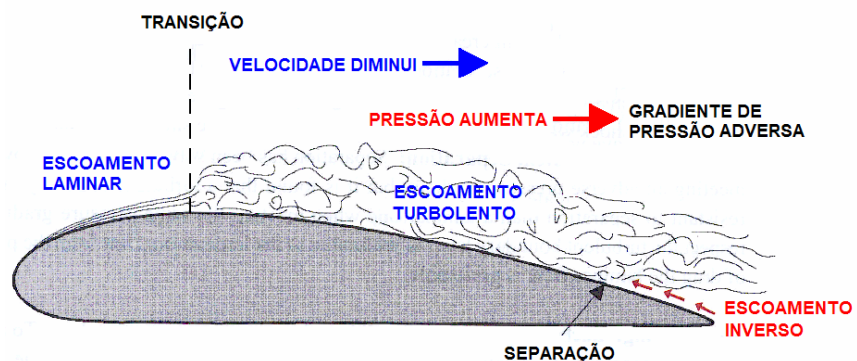


Fig. 57 – Escoamento em torno de um perfil alar

Causa da Perda

O ar que passa na parte superior do perfil (extradorso) passa por uma zona de pressão estática mínima penetrando depois numa zona de maior pressão denominada zona de pressão adversa. Nesta zona, devido à acção da pressão adversa e às forças de fricção entre a superfície do perfil e as partículas do ar, a velocidade do escoamento é reduzida e grande parte da sua energia cinética é transformada em pressão estática.

A diminuição da velocidade do escoamento da camada limite provoca o aparecimento de uma zona de turbulência e de estagnação do ar junto à superfície do perfil em que o fluxo do ar exterior à camada limite penetra nesta camada dando origem a um escoamento inverso que provoca a sua separação. A separação da camada limite provoca a destruição da sustentação e o aumento da força de resistência. O ponto onde se dá a separação da camada limite é o denominado **ponto de separação**.

As asas dum avião são projectadas e construídas com uma certa curvatura de modo a permitir a criação de um diferencial de pressão entre o extradorso e intradorso. O C_L na zona recta do gráfico da figura 56 (0° a

12°) é directamente proporcional ao ângulo de ataque. Nesta faixa de variação o escoamento percorre o extradorso sem que haja descolar da camada limite quase até ao bordo de fuga, o ponto onde se dá separação da camada limite mantém-se praticamente invariável entre 0° e 12°.

Se aumentar-mos o ângulo de ataque acima de 12° (neste caso concreto) o ponto de separação da camada limite vai avançar no sentido do bordo de ataque diminuindo assim a área do extradorso que produz sustentação.

Se aumentar-mos ainda mais o ângulo de ataque verifica-mos que o aumento correspondente do C_L é cada vez menor, e o ponto de separação avança cada vez mais. A dada altura atinge-se o ponto onde para qualquer aumento de α temos um diminuição do C_L . O valor de α correspondente ao valor máximo do coeficiente de sustentação ($C_{Lmáx}$) é conhecido por ângulo de perda ou ângulo crítico.

Avisos de Perda

Estabelecidas velocidades de perda para cada configuração do avião e ângulos de ataque críticos para o tipo de perfil utilizado, e de modo a evitar que os valores pré-estabelecidos sejam atingidos deve haver um claro e distinto aviso e assim evitar-se a perda.

As características de perda variam para cada tipo de avião. Normalmente a perda é gradual e o primeiro aviso é dado pelos seguintes indicadores:

- Ausência de resposta das superfícies de controlo de voo;
- Vibração aerodinâmica – buffett;
- Dispositivos avisadores de perda;

Um avião é considerado em perda quando a sua atitude dá ao piloto uma clara e distinta indicação de que de facto está em perda, estas indicações de perda, que podem ocorrer combinadas ou separadamente são:

- Movimento de nariz em baixo que não pode ser prontamente interrompido;
- Vibração;
- O controle de nariz em cima (leme de profundidade) alcança a sua amplitude máxima sem que se inicie uma atitude de nariz em cima;

Os avisadores de perda podem então ser **aerodinâmicos** (de natureza aerodinâmica) ou **mecânicos** (dispositivos avisadores).

Aerodinâmico

O escoamento turbulento provocado pelo descolar da camada limite pode ser um primeiro aviso de possível entrada em perda. Este escoamento provoca a vibração da asa e/ou do plano de cauda. Esta vibração é transmitida à coluna de controlo (manche) gerando um aviso de entrada em perda.

À vibração provocada pela separação da camada limite dá-se o nome de Buffet.

Mecânico

Alguns aviões não possuem estabilizador horizontal ou então não se encontram na trajectória do escoamento turbulento gerado pela asa em perda. Por este motivo a maioria dos aviões possuem avisadores artificiais (mecânicos) de perda.

Transducer de sustentação (palheta de bordo de ataque)

O método mais simples consiste no emprego dum interruptor ligado a uma palheta, normalmente montado no bordo de ataque da asa (figura 58). À medida que a asa se aproxima da perda, o vento relativo empurra a palheta, accionando o interruptor, que por sua vez fecha o circuito eléctrico fazendo actuar uma buzina ou vibrador eléctrico, acoplado à coluna de controlo (manche) que a faz vibrar.

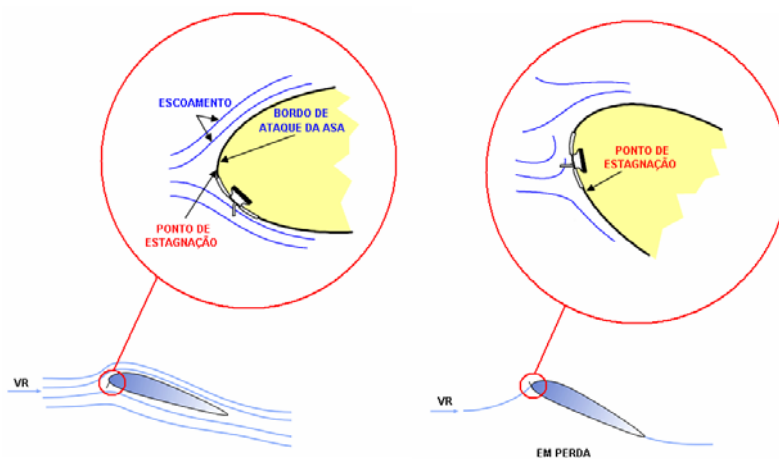


Fig. 58 – Transducer de sustentação

Sistema indicador de ângulo de ataque

Com o desenvolvimento da tecnologia, também os aviões evoluíram. Cada vez com mais elevadas performances, no entanto também os problemas daí decorrentes aumentaram, nomeadamente no voo a velocidades mais baixas. Com o intuito de resolver estes problemas desenvolveu-se um sistema indicador do ângulo de ataque, o qual se representa numa forma muito simples na figura 59.

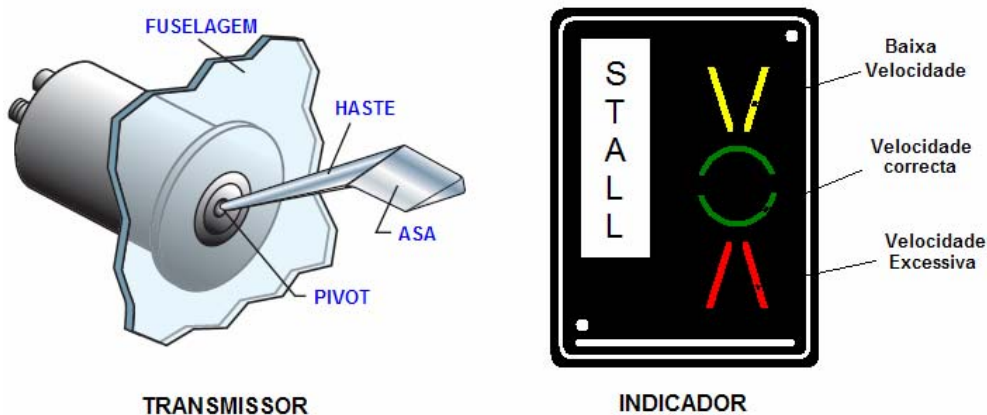


Fig. 59 – Sistema indicador de ângulo de ataque

Este sistema, de concepção muito simples, consiste numa sonda alongada ou asa que se encontra normalmente colocada na fuselagem, longe da influência das interferências provocadas pelas correntes na asa ou nas entradas de ar dos motores.

Esta asa alinha-se com o vento relativo por acção da sua forma transmitindo uma informação (angular) ao indicador do ângulo de ataque, situado no painel de instrumentos, que a repete. O piloto tem assim a indicação segura da aproximação duma perda, que corresponde a um determinado valor ou marca no instrumento.

Os sistemas indicadores do ângulo de ataque incluem por vezes outros dispositivos para avisar o piloto da proximidade duma perda, isto é, além da indicação visual podem fornecer ao piloto também outras formas de aviso, o método mais usual consiste na utilização de um moto-vibrador accionado automaticamente assim que o ângulo de ataque se aproxima da perda. A vibração é então transmitida aos comandos (manche e pedais) e conseqüentemente o piloto sentirá essa vibração.

Influência da Asa (planta) na Perda

A forma da asa e as características do perfil têm grande influência no modo como a perda se inicia e se desenvolve. Em alguns casos a perda ocorre rapidamente dando lugar a um repentino decréscimo da

sustentação.

Noutras situações ocorre de forma mais gradual sendo o decréscimo de sustentação menos desastroso. É desejável que o avião não entre em perda repentina e dê antecipadamente ao piloto um claro aviso de que se encontra próximo de entrar em perda.

O local da asa onde em primeiro lugar ocorre a perda é aquele onde a razão entre o coeficiente de sustentação local e o coeficiente de sustentação da asa (C_l/C_L) é maior. A localização deste ponto depende portanto da forma da planta da asa vejamos os vários casos.

Asa elíptica

A asa elíptica, tem coeficiente local de sustentação constante ao longo de toda a envergadura. Esta distribuição de sustentação significa, que todas as secções atingem a perda essencialmente ao mesmo ângulo de ataque da asa, e que a perda começa e progride uniformemente em toda a envergadura.

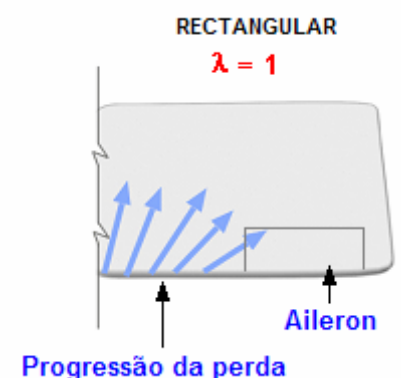
Por esta razão, numa asa elíptica é difícil de detectar a perda, pois esta não se dá de uma forma gradual, mas sim quase que instantaneamente. Além disso, os ailerons podem perder eficiência quando a asa trabalha próximo da perda, o que torna difícil o controle lateral.



Asa rectangular

Na asa rectangular a separação da camada limite inicia-se junto à raiz e desloca-se em direcção à ponta, isto é, a distribuição de sustentação numa asa rectangular, apresenta coeficientes de sustentação local elevados na raiz e pequenos na ponta.

Como a asa começa a perda na área dos maiores coeficientes locais de sustentação, podemos dizer que a asa rectangular será caracterizada por uma forte tendência para entrar primeiro em perda na raiz.



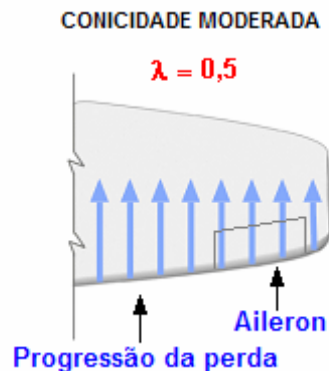
Evidentemente que este tipo de perda é favorável pois há um aviso de perda por vibração, os ailerons

continuam eficientes e as variações de momento resultantes tornam o avião estável, ao mesmo tempo existe uma redução inicial da sustentação próximo do CG, razão pela qual os aviões com este tipo de asa têm uma tendência mínima para enrolar quando entram em perda.

Aerodinâmica e estruturalmente esta asa é muito ineficaz, limitando-se o seu uso a aviões mais económicos e lentos dada a simplicidade de construção e as características de perda favoráveis deste tipo de asa.

Asa com conicidade moderada

A asa de razão de conicidade moderada ($\lambda=0,5$) tem uma distribuição de sustentação, que se aproxima da asa elíptica. Portanto, a configuração de perda é muito semelhante à desta última.



Asa com conicidade baixa

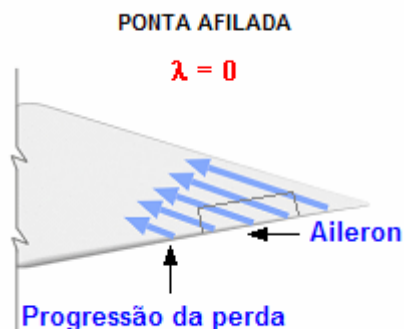
Para uma asa de baixa razão de conicidade ($\lambda=0,25$) a distribuição de sustentação apresenta valores máximos exactamente antes da ponta da asa. Como a perda é iniciada na zona de maior coeficiente local de sustentação, esta forma de asa tem uma forte tendência para a perda nas pontas.



A perda inicial não começa exactamente na ponta, mas no local próximo da ponta, onde há maior coeficiente de sustentação. Se deixar-mos uma asa destas entrar em perda, dar-se-á a vibração dos ailerons e queda lateral por falta de sustentação na ponta. Não haverá vibração na parte de trás da fuselagem, nem momento que baixe o nariz, e a eficácia dos ailerons será muito pequena ou nula.

Asa de ponta afilada

A asa de ponta afilada com razão de conicidade nula, apresenta coeficientes de sustentação locais extremamente altos na ponta.



Para todos os fins práticos, a ponta afilada esta sempre em perda, a menos que se dê uma forma muito especial à asa. A asa de razão de conicidade nula, não tem aplicação prática em aviões destinados ao voo subsônico.

Asa em flecha

Ao dar-se à asa a forma em flecha, a alteração de distribuição de sustentação que se obtém é semelhante à que resulta duma diminuição da razão de conicidade.

Esta forma de asa, também apresenta uma forte tendência para a formação duma corrente transversal da camada limite a grandes coeficientes de sustentação. Como as secções da asa na zona da raiz estão avançadas relativamente às secções da ponta da asa, as pressões de sucção destas últimas secções, tendem a aspirar a camada limite em direcção às pontas da asa.



Do que resulta nas pontas, uma camada limite espessa e de baixa energia, que se pode separar facilmente. A tendência para a formação desta corrente na direcção da envergadura, pode ser diminuída com o emprego de fendas. Quando a asa é simultaneamente em flecha e com conicidade, a tendência para a perda nas pontas da asa torna-se considerável.

Se numa asa em flecha se der uma perda de sustentação considerável nas pontas da asa, poderá daí resultar uma deslocação do centro de pressão para a frente e, por consequência, o momento resultante tende a levantar o nariz do avião, tornando este instável. Outro efeito das asas em flecha, é a redução da inclinação da curva de sustentação e do coeficiente de sustentação máximo.

Quando o ângulo de flecha é grande e a razão de aspecto é pequena, a curva de sustentação é muito pouco inclinada e o coeficiente de sustentação máximo pode dar-se a ângulos de ataque muito grandes. A curva de sustentação típica de uma asa em flecha de baixa razão de aspecto e grande conicidade, apresenta o coeficiente de sustentação máximo a cerca de 45° de ângulo de ataque.

Estes grandes ângulos de ataque são impraticáveis por muitas razões. Se o avião funcionasse com tais ângulos de ataque, necessitaria dum trem de aterragem com uma forma especial, a resistência induzida seria enorme, e a estabilidade poderia ser deficiente. Assim, a configuração do avião moderno pode ter "velocidades mínimas de controle" fixadas por estes factores e não pelas velocidades de perda baseadas no C_L máximo.

Washout e washin – Processos utilizados para canalizar a perda para a raiz da asa

O **washout** refere-se a uma característica de projecto da asa para reduzir a distribuição de sustentação através da sua envergadura. A asa é projectada de modo que a sustentação seja mais elevada na raiz da asa diminuindo através da envergadura sendo nula na ponta de asa. Com este processo assegura-se que a perda, a acontecer, se dará na raiz da asa antes de se dar na ponta. O washout é também usado para reduzir a resistência induzida com a distribuição da sustentação ao longo da envergadura.

O washout é conseguido geralmente projectando a asa com uma ligeira torção (geométrica) reduzindo o ângulo de incidência da raiz para a ponta, e consequentemente provocando um ângulo de ataque mais pequeno na ponta do que na raiz.

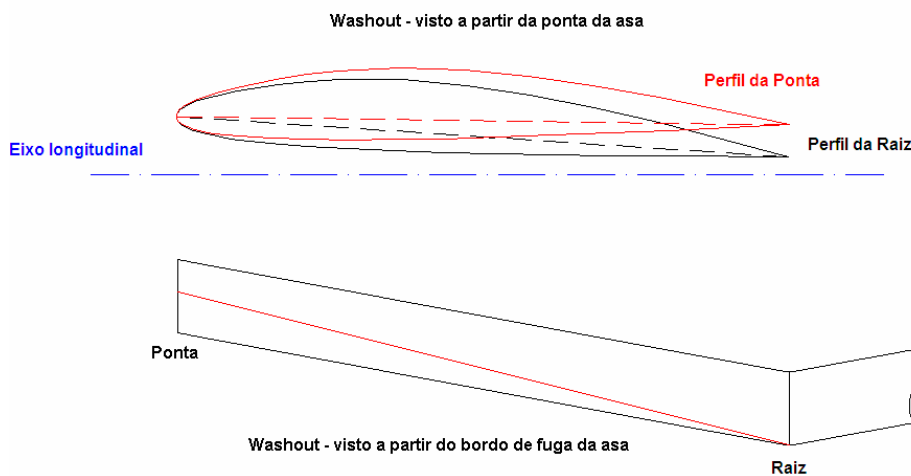


Fig. 60 – Asa com Washout

A perda de ponta de asa, nas duas pontas ao mesmo tempo é improvável de ocorrer, especialmente se o avião estiver a manobrar. Enquanto um avião roda, a ponta da asa no interior da volta move-se mais lentamente sendo mais provável a sua entrada em perda. Se o avião rolar (pranchar), a ponta de asa que baixa possui uma incidência maior entrando também em perda primeiro que a asa que sobe. Quando uma ponta de asa entra em perda, leva à queda dessa asa o que provoca um movimento de rolamento rápido.

Também, o controle de rolamento pode ser reduzido se o fluxo de ar sobre os ailerons é interrompido pela entrada em perda, reduzindo naturalmente eficácia. Assim, um piloto pode ser incapaz de manter o controle, o que poderá levar a uma rotação irrecuperável.

No avião com asas em flecha, a perda de ponta de asa produz também um momento indesejável da picada, (nariz em cima) que dificulta a recuperação da perda.

Normalmente as asas com regressão alar (flecha) ou com baixa razão de conicidade são modificadas tornando-as com características de perda mais favoráveis.

O washout pode então ser conseguido por:

- Alteração do perfil ao longo da envergadura:
 - Torção geométrica
 - Torção aerodinâmica

- Utilização de dispositivos que antecipam ou retardam o início da perda em determinados locais da envergadura:
 - Geradores de vórtices
 - Alhetas de extradorso (wing fences)
 - Fendas de bordo de ataque
 - Faixa triangular de raiz da asa ou cunha (stall strips)
 - Dentes de serra

Torção geométrica

O ângulo de incidência decresce da raiz para a ponta sendo o ângulo de ataque menor na ponta da asa o que faz com que a perda tenha tendência a iniciar-se na raiz.

Torção aerodinâmica

O perfil da asa tem maior curvatura junto à raiz do que próximo da ponta. O perfil tende a passar de assimétrico a simétrico da raiz para a ponta e, embora não exista torção da asa, em termos de perda o comportamento é semelhante ao da asa com torção geométrica. A perda inicia-se junto à raiz onde os valores da curvatura do perfil são superiores.

Geradores de vórtices

São pequenas alhetas (com cerca de 2,5 cm) colocadas não extradorso da asa, projectadas verticalmente e dispostas do sentido do escoamento. Estas alhetas geram pequenos vórtices que fazem com que o ar exterior à camada limite se misture com esta adicionando-lhe energia cinética e retardando a separação.

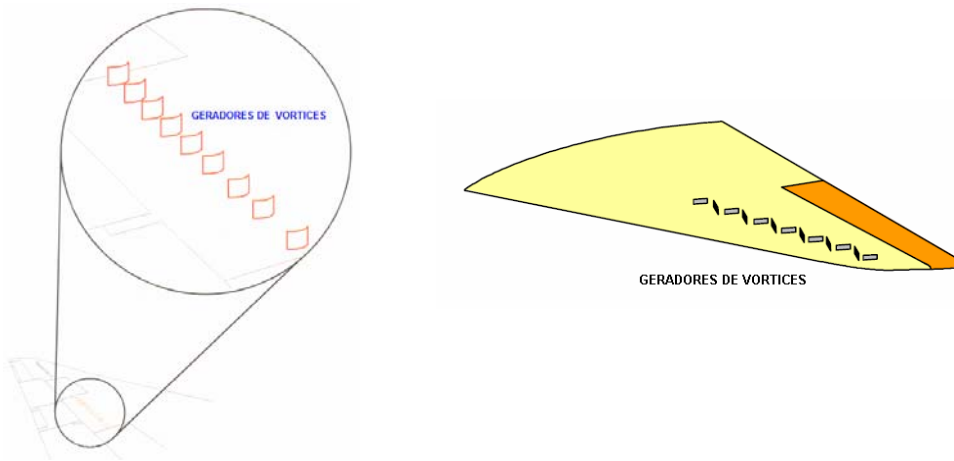


Fig. 61 – Geradores de vórtices

Alhetas de extradorso (wing fences)

Nas asas em flecha o escoamento tem tendência para se deslocar no sentido da raiz para a ponta da asa. A utilização de wing fences minimiza este efeito conferindo à asa características de perda mais aceitáveis.

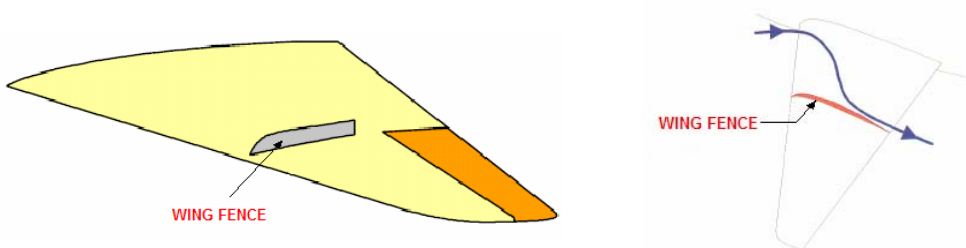


Fig. 62 – Alhetas de extradorso

Fendas de bordo de ataque

Com ângulos de ataque elevados o ar com maior pressão junto ao ponto de estagnação desloca-se para o extradorso da asa aumentando a energia da camada limite nesta zona retardando a separação e mantendo a efectividade dos ailerons.



Fig. 63 – Fendas de bordo de ataque

Faixa triangular de raiz da asa ou cunha (stall strips)

A ângulos de ataque elevados esta faixa provoca a separação da camada limite e a perda inicia-se junto à raiz da asa.

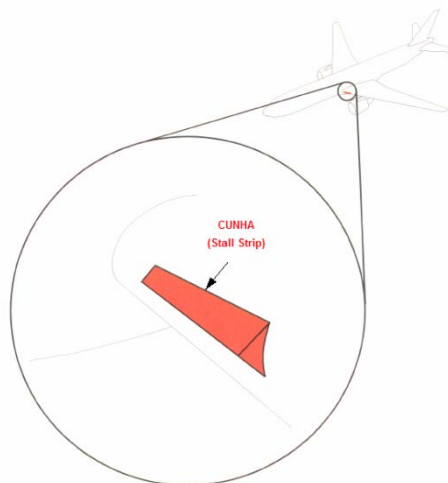


Fig. 64 – Faixa triangular de raiz da asa (cunha)

Dente de serra

Consiste numa saliência no bordo de ataque geradora de um forte vórtice que produz um efeito semelhante ao produzido pelas wing fences.

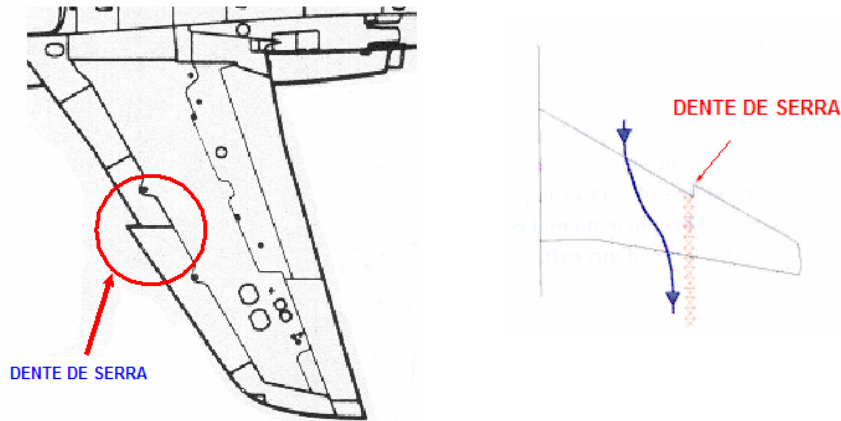


Fig. 65 – Dente de serra

Os winglets têm o efeito oposto ao washout. Os winglets provocam um aumento da sustentação perto das pontas de asa. Provocam também um aumento do momento flexão na zona da raiz da asa, necessitando possivelmente uma estrutura de asa mais reforçada.

A instalação dos winglets pode implicar a necessidade dum washout aerodinâmico maior a fim fornecer a resistência necessária ao rolamento, ou otimizar a distribuição de sustentação ao longo da envergadura.

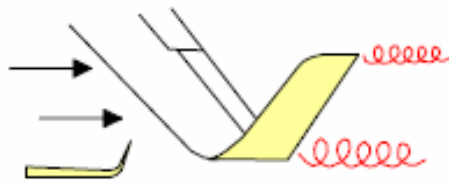


Fig. 66 – Winglet

Washin - A torção da asa para grandes ângulos de incidência na ponta da asa provoca e agrava a perda de sustentação na ponta da asa e aumenta a intensidade dos vórtices de ponta da asa, devendo portanto ser evitado.

A forma como ocorre a perda é também influenciada pelas seguintes características do perfil:

- Raio do bordo de ataque
- Razão corda/espessura
- Curvatura máxima

- Localização da espessura máxima e curvatura máxima.

Em geral, quanto menor for o raio do bordo de ataque, mais fina for a secção do perfil e quanto mais atrás se localizarem a espessura máxima e a curvatura máxima mais repentina será a perda.

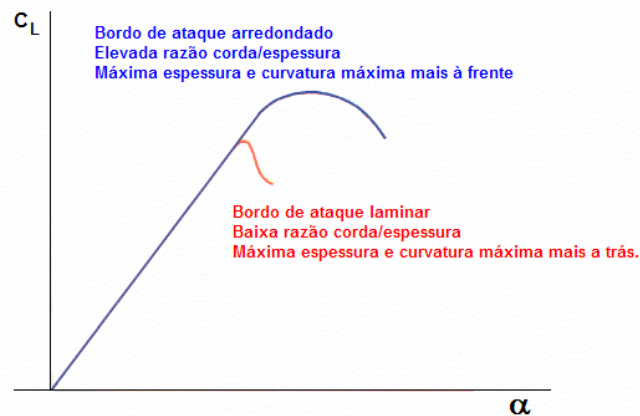


Fig. 67 – Influência das características do perfil na forma como entra em perda

Recuperação de Perda

Para recuperar da perda ou evitar a entrada em perda acentuada o ângulo de ataque tem que ser reduzido para valores abaixo do valor crítico, para que o fluxo de ar volte a ter um escoamento adequado ao longo da superfície, e a sustentação e a resistência voltem aos seus valores normais.

Para reduzir o ângulo de ataque basta pressionar ou movimentar a coluna de controlo (manche) ligeiramente para a frente. Quando o ângulo de ataque é reduzido abaixo do valor crítico aumenta a velocidade e é recuperada a altitude perdida. Um movimento excessivo da coluna de controlo para a frente pode provocar cargas negativas na asa e retardar a recuperação da perda.

Nota

A baixa velocidade a pressão dinâmica é baixa sendo necessárias maiores amplitudes de deflexão das superfícies de controlo para que se obtenha a resposta pretendida.

O movimento do aileron modifica a linha de corda (figura 68) e conseqüentemente o valor do ângulo de ataque. Um movimento descendente mais acentuado do aileron pode fazer com que o ângulo de ataque crítico da asa seja excedido causando a perda total da asa. Se um avião voa próximo da perda os ailerons devem ser usados com muita precaução.

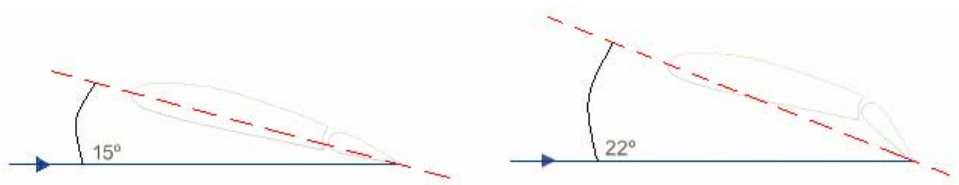


Fig. 68 - Perda por efeito de ailerons

Velocidade de Perda

A velocidade de perda (V_p) de um avião é afectada por vários factores dos quais se destacam:

- Alterações de peso
- Altitude
- Configuração
- Aceleração
- Impulso
- Manobras do avião (aumento do factor de carga)
- Contaminação da asa

Para além destes factores pode ainda ser considerada a velocidade de perda em:

- Subida
- Descida
- Volta

Equação

Recordando a equação da sustentação (6) e pondo a velocidade em evidência teremos a equação:

$$L = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \times C_L \quad \Leftrightarrow \quad V = \sqrt{\frac{2 \times L}{\rho \times S \times C_L}} \quad (19)$$

Em voo de nível ($\alpha = 0$) e para $\alpha = 0 \Rightarrow W = L$ e $C_L = C_{Lmax}$

Substituindo C_L por C_{Lmax} e L por W em (19) obtemos a equação (20) da velocidade para a situação de perda

$$V_P = \sqrt{\frac{2 \times W}{\rho \times S \times C_{L_{\max}}}} \quad (20)$$

- Se V diminuir é preciso aumentar o C_L para manter L constante.
- Para aumentar C_L é preciso aumentar α .
- A velocidade mínima que se consegue manter corresponde a $C_{L_{\max}}$ e chama-se **velocidade de perda**.
- Quando $V < V_P$ o avião entra em perda.

Efeito do peso

Carga alar – Representa a quantidade média de sustentação necessária por unidade de superfície (W/S).

Aumento do peso (W) \Rightarrow Maior carga alar (W/S) \Rightarrow Aumento da velocidade de perda

Exemplo:

$$W_1 = 600\,000 \text{ N}$$

$$V_{P_1} = 150 \text{ nós}$$

$$W_2 = 500\,000 \text{ N}$$

$$V_{P_2} = V_{P_1} \sqrt{\frac{W_2}{W_1}} = 150 \times \sqrt{\frac{500\,000}{600\,000}} = 137 \text{ nós}$$

Neste exemplo a uma redução de 20 % do peso corresponde uma redução da velocidade de perda em cerca de 10 %.

Efeito da altitude

Com o aumento da altitude, temos uma diminuição da densidade, o que faz com que a velocidade de perda aumente.

Efeito da configuração

As alterações de configuração como a actuação dos dispositivos hipersustentadores ou o trem de aterragem fazem aumentar o $C_{L_{\max}}$, o que naturalmente fará diminuir a velocidade de perda.

Aviões de transporte modernos turboreactores têm asas com baixa razão espessura/corda (12% para o A310), valores de $C_{L_{max}}$ baixos e velocidades de perda relativamente altas. A velocidade na decolagem e aterragem é reduzida através da utilização de dispositivos que aumentam o $C_{L_{max}}$. A este aumento do coeficiente de sustentação corresponde uma diminuição da velocidade de perda.

Nota

Existem modernos dispositivos de alto coeficiente de sustentação que aumentam o $C_{L_{max}}$ em mais de 100 %. Em aviões com o centro de gravidade (CG) localizado a frente do centro de pressões (CP) a descida do trem provoca um aumento das forças de resistência abaixo do CG.

Este aumento de resistência provoca um momento de nariz em baixo sendo necessária mais força descendente no plano de cauda para contrariar este momento. A um maior valor das forças descendentes corresponde um maior valor da força de sustentação (para que haja equilíbrio) e uma maior velocidade de perda.

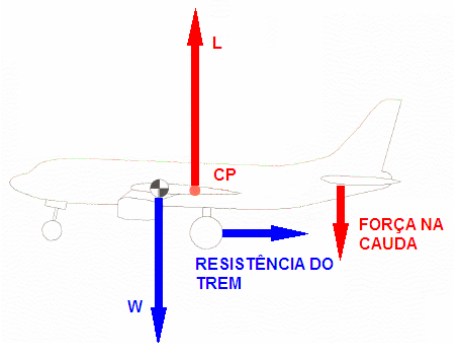


Fig. 69 – Momento gerado pelo trem de aterragem

Efeito da aceleração

Factor de carga (n) – Ou número de G's é a razão entre a sustentação e o peso.

Relembrando a equação 18 e colocando a sustentação em evidência obtemos:

$$n = \frac{L}{W} \Leftrightarrow L = n \times W \quad (21)$$

Um avião sujeito a 2 G's, necessita do dobro da sustentação do que quando sujeito a 1 G em linha de voo.

A sustentação e o peso não são sempre iguais. Em determinadas manobras, como a volta, a sustentação (L) é superior ao peso (W) portanto o factor de carga (n) é superior a 1. Assim Substituindo C_L por C_{Lmax} e a equação 21 em 19 a equação da velocidade de perda toma assim a forma:

$$V_P = \sqrt{\frac{2 \times n \times W}{\rho \times S \times C_{LMAX}}} \quad (22)$$

A um aumento do factor de carga (n) corresponde então um aumento da velocidade de perda (V_P).

Efeito do impulso

Considerando o impulso a actuar segundo a corda, surge uma componente deste, que se vai somar à sustentação para equilibrar o peso.

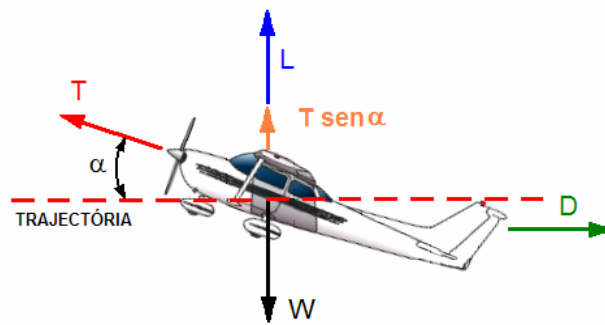


Fig. 70 – Impulso a actuar segundo a linha de corda

$$L = (n \times W) - (T \times \text{sen} \alpha) \quad (23)$$

Substituindo a equação (23) na equação da velocidade de perda (19), e C_L por C_{Lmax} esta equação toma então a forma da equação:

$$V_P = \sqrt{\frac{2 \times (n \times W - T \times \text{sen} \alpha)}{\rho \times S \times C_{Lmáx}}} \quad (24)$$

Quanto maior for o impulso desenvolvido, **menor será a velocidade de perda.**

Velocidade de perda na subida

Em subida a sustentação necessária para equilibrar o peso é menor que em voo de nível devido à decomposição deste último em duas componentes, actuando uma delas no mesmo sentido da resistência. Por outro lado, o impulso tem uma componente vertical (T_v) sendo a sustentação requerida menor (figura 71). Portanto, a velocidade de perda em subida será menor.

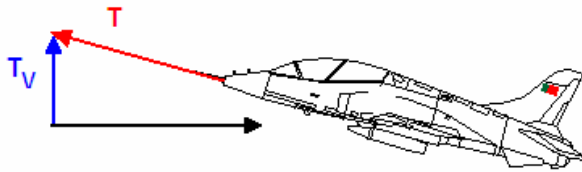


Fig. 71 – Avião em subida

Velocidade de perda na descida

Numa descida, à semelhança da subida, o peso decompõe-se em duas componentes sendo apenas necessária sustentação para equilibrar uma destas componentes. A sustentação requerida é menor e, desta forma, a velocidade de perda também será menor.

Velocidade de perda em volta (V_{Pv})

Numa volta a sustentação aumenta aumentando o factor de carga. Este aumento é função do ângulo de pranchamento do avião e a velocidade de perda em volta V_{Pv} é dada pela seguinte relação:

$$V_{Pv} = V_p \times \sqrt{\frac{1}{\cos \theta}} \quad (25)$$

Aumento da sustentação numa volta

Exemplo da influência do ângulo de inclinação na velocidade de perda

$$V_p = 150 \text{ nós}$$

Numa volta com ângulo de pranchamento $\theta = 45^\circ$

$$V_{Pv} = V_p \times \sqrt{\frac{1}{\cos 45^\circ}} = 150 \times \sqrt{\frac{1}{0,707}} = 178 \text{ nós}$$

Se a inclinação na volta for de $\theta = 60^\circ$

$$V_{P_v} = V_P \times \sqrt{\frac{1}{\cos 60^\circ}} = 150 \times \sqrt{\frac{1}{0,5}} = 212 \text{ nós}$$

Conclusão: A V_P aumenta à medida que aumenta o ângulo de inclinação na volta.

DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES

Os aviões, hoje em dia, operam a velocidades cada vez maiores. Os requisitos de concepção dos aviões supersônicos apresentam, no entanto, algumas limitações na operação a velocidades mais baixas.

O sucesso num combate aéreo não terá qualquer valor se por exemplo o avião não conseguir depois aterrar em segurança. Normalmente os perfis de baixa razão de espessura e as asa em flecha ideais para altas velocidades, apresentam um mau desempenho (geram menos sustentação) quando a baixas velocidades.

A utilização deste tipo de asas em aviões mais pesados originaria velocidades de perda muito elevadas e por arrastamento velocidades de aterragem inaceitáveis. Solucionou-se este problema utilizando dispositivos que permitiam o aumento do coeficiente de sustentação máximo ($C_{Lmáx}$), estes dispositivos designam-se por hipersustentadores.

Esta designação poderá induzir em erro, pois e ao contrário do que se poderia pensar os dispositivos hipersustentadores não aumentam por si só o valor da sustentação, dado que este teórico aumento é acompanhado por aumento da resistência ao avanço e consequentemente com diminuição da velocidade.

Os hipersustentadores garantem sim a sustentação necessária, a velocidades mais baixas. Vejamos um exemplo prático.

Um determinado avião desenvolve 30 000 libras de sustentação a 300 nós, admitamos que o mesmo avião possui como velocidade para aterragem em segurança 150 nós, o que os hipersustentadores vão fazer é permitir a geração das mesmas 30 000 libras de sustentação mas agora para a velocidade dos 150 nós.

Métodos Empregues

Modificação da curvatura do perfil

O método mais utilizado para provocar o aumento do $C_{Lmáx}$, é o aumento (modificação) da curvatura do perfil. Quanto maior for a curvatura, maiores serão as diferenças de velocidades e pressões entre o extradorso e intradorso. O método mais empregue para conseguir esta modificação consiste no uso dos chamados flaps de bordo de fuga.

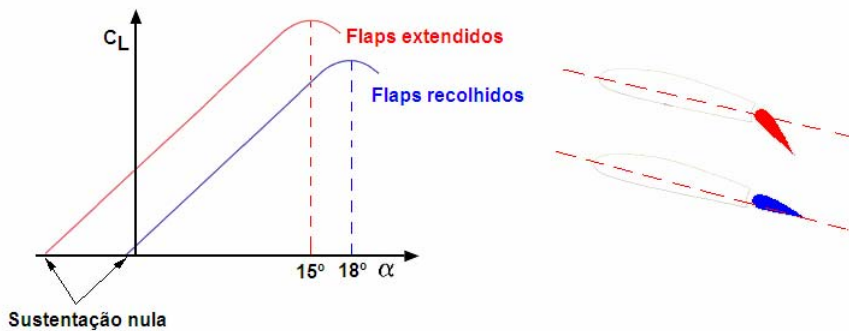


Fig. 72 – Efeito da modificação da curvatura do perfil no C_L

Podemos observar na figura acima duas posições distintas de um flap de bordo de fuga, a deflexão dos flaps faz aumentar a curvatura do perfil base, e assim permite o aumento do $C_{Lmáx}$ mas para um ângulo ataque menor (15°). Outro ponto que convém salientar é o deslocar do ângulo de ataque de sustentação nula ($C_L = 0$) para valores mais negativos.

Atraso da separação da camada limite

Na camada de ar adjacente à superfície duma asa verificam-se velocidades locais reduzidas pelo efeito do atrito superficial. A elevados ângulos de ataque, esta camada laminar tende a estagnar na superfície superior. Se isto acontece, a corrente de ar separa-se da asa e dá-se a perda de sustentação.

Dado que a perda de sustentação ocorre com a separação da camada limite, se conseguirmos aumentar o seu nível energético, ela manter-se-á aderente mais tempo. O nível energético da camada limite pode-se aumentar por três processos: sucção, sopro e através de geradores de vórtices.

Controlo da camada limite por sucção

Este processo consiste simplesmente na sucção do ar de baixo nível energético da camada limite, através de orifícios existentes na asa, o qual é então substituído por outro de maior velocidade exterior à camada. O controlo da camada limite (BLC) por sucção produz um coeficiente de sustentação máximo maior a maiores ângulos de ataque.

O efeito é semelhante ao duma fenda pois esta não é mais que um dispositivo de controlo da camada limite, que canaliza ar de alta energia para a superfície superior da asa. O BLC por sucção necessita da instalação de uma bomba separada, com todos os inconvenientes daí decorrentes, atravancamento, complexidade de manutenção, aumento de peso, etc.

Controlo da camada limite por sopro

Consiste em injectar ar de alta velocidade na camada limite. Este método dá resultados essencialmente idênticos aos dos métodos de sucção e é mais fácil de instalar, o BLC por injeção de ar pode utilizar como fonte de ar comprimido o compressor do próprio motor do avião.

Como todos os sistemas de controlo da camada limite tendem a aumentar o ângulo de ataque referente ao coeficiente de sustentação máximo, é importante combinar o BLC com flaps pois a deflexão destes tende a reduzir o ângulo de ataque correspondente à máxima sustentação.

Geradores de vórtices

Este processo consiste no emprego de pequenas laminas de metal colocadas ao longo da asa, normalmente em frente das superfícies de controlo ou pontas das asas. O que estas lâminas fazem é aumentar o nível energético da camada limite.

Tipos

Flaps de bordo de fuga

Os flaps de bordo de fuga são superfícies com perfil alar, montadas no bordo de fuga da asa junto à raiz, cuja função é aumentar a curvatura da asa e em alguns casos também a sua superfície. Estes flaps podem ser:

- simples (plain flap)
- de intradorso (split flap)
- com fenda (slotted flap)
- extensível (fowler flap)

Flap simples (plain flap) – Actua como se o bordo de fuga da asa fosse deflectido para baixo para alterar a sua curvatura, o que faz aumentar o $C_{Lmáx}$ e a resistência.

Este tipo de flap pode actuar como travão aerodinâmico quando suficientemente movido para baixo, é portanto, simplesmente uma parte articulada do bordo de fuga.

O ângulo de ataque de sustentação nula, ocorre para um valor mais negativo.



Fig. 73 – Flap simples

Flap de intradorso (split flap) – Este flap quando recolhido forma a superfície inferior do bordo de fuga da asa.

Consiste numa placa articulada na parte de trás da superfície inferior da asa, produz uma variação do $C_{Lmáx}$ ligeiramente maior que o flap simples.

Contudo provoca um aumento muito maior da resistência pois produz uma extensa zona de ar turbulento. A maior resistência do flap de intradorso não é uma desvantagem tão grande como poderia parecer à primeira vista, pois:

- Permite fazer aproximações para a aterragem com maior ângulo de descida, necessitando por isso, de menor espaço para transpor obstáculos;

- Requer maior potência do motor durante a aproximação para a aterragem, o que permite tornar mínimo o tempo de aceleração, na hipótese de o avião ter de entrar novamente em linha de subida (borregar).



74 – Flap de intradorso

Flap com fenda (slotted flap) – Este tipo de flap ao descer abre uma ou mais fendas que permitem a passagem do ar do intradorso para o extradorso. Este ar provoca um aumento de energia da camada limite retardando a sua separação.

É semelhante aos flap simples diferindo, apenas, no contorno especial entre o perfil principal e o bordo de ataque do flap. Com este tipo de flap a corrente de ar da superfície inferior, devido à sua grande energia é conduzida para a superfície superior do flap.

Este ar vai acelerar a camada limite da superfície superior atrasando a separação, obtendo assim um $C_{Lmáx}$ maior. Com flaps de fenda podem obter-se valores do $C_{Lmáx}$ maiores e resistências menores do que com flaps simples ou de intradorso.



Fig. 75 – Flap com fenda

Flap extensível (fowler flap) – Quando estendido aumenta a curvatura e a área da asa devido ao seu movimento para baixo e para trás. Este tipo de flap pode ser simples ou múltiplo (com fendas). É semelhante ao flap com fenda. A diferença está em que o flap se move para trás ao longo de um conjunto de carris, aumentando o comprimento da corda do perfil e, portanto a área da asa.

É caracterizado por um grande aumento do $C_{Lmáx}$ com variações mínimas da resistência.

Outro factor importante a que devemos atender ao comparar os vários tipos de flaps são os momentos de

torção aerodinâmicos causados pelo próprio flap. A curvatura positiva produz um momento de torção tendente a baixar o nariz.

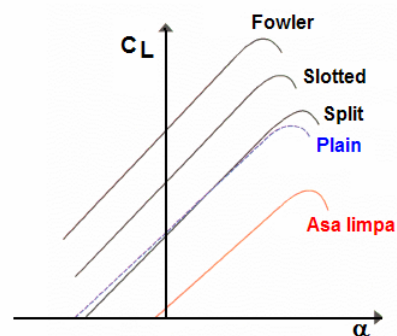
A deflexão de um flap provoca grandes momentos tendentes a baixar o nariz, os quais provocam importantes esforços de torção na estrutura; estes momentos terão que ser compensados pelo estabilizador horizontal. Usualmente, os tipos de flaps que produzem os maiores aumentos no C_{Lmax} .

Causam simultaneamente os maiores momentos de torção. O flap extensível e o flap de intradorso são os que provocam respectivamente o maior e o menor momento de torção. Este factor, juntamente com a complexidade mecânica da instalação, podem dificultar a escolha do tipo de flaps a usar num avião.



Fig. 76 – Flap extensível

Fig. 77 – Comparação do desempenho dos diferentes tipos de flap's de bordo de fuga, em termos da variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque



Dispositivos de bordo de ataque

Flaps de bordo de ataque - Alguns aviões estão equipados com flaps de bordo de ataque que quando recolhidos formam o bordo de ataque da asa e quando estendidos aumentam a curvatura da asa devido ao seu movimento para a frente e para baixo.

O principal efeito deste tipo de flaps é o do retardamento da separação da camada limite permitindo aumentar o ângulo de ataque de perda (ângulo de ataque crítico) e o C_{Lmax} .

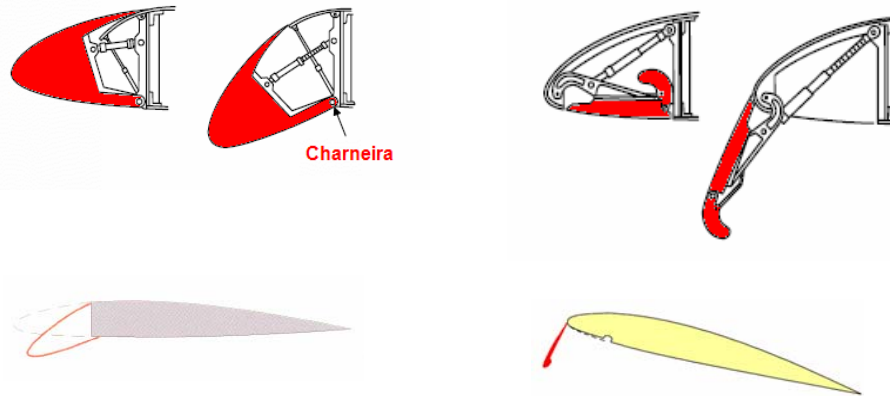


Fig. 78 – Flap's de bordo de ataque

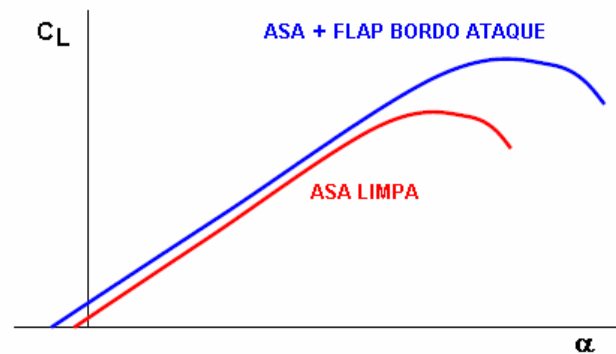


Fig. 79 – Efeito do flap de bordo de ataque

Slots e slats - A fenda fixa numa asa (slot) conduz o ar da face inferior da asa para a face superior, acelerando o ar da camada limite; consegue-se, assim, um atraso na separação da camada limite o que permite obter ângulos de ataque e coeficientes de sustentação maiores.

A fenda só por si não provoca aumento de curvatura; por isso, os coeficientes de sustentação, para os mesmos ângulos de ataque, têm o mesmo valor com e sem fenda. O tamanho das fendas pode controlar-se automaticamente por meio de fendas móveis (slat), colocadas no bordo de ataque as quais se podem deslocar livremente sobre calhas.

Para pequenos ângulos de ataque, a fenda é mantida junto do bordo de ataque pelas altas pressões positivas locais. Quando a asa está com grandes ângulos de ataque, as altas pressões locais de sucção no bordo de ataque criam uma força na direcção da corda que puxa a alheta para a frente. A ranhura assim formada permite à secção manter-se, sem entrar em perda a maiores ângulos de ataque produzindo assim, um $C_{Lmáx}$ maior.

As fendas podem produzir aumentos significativos do $C_{Lmáx}$ mas o elevado ângulo de ataque a que se obtém

este valor máximo pode constituir uma desvantagem. Se as fendas fossem o único tipo de dispositivo de alta sustentação na asa os grandes ângulos de ataque de descolagem e aterragem trariam complicações ao projecto do trem de aterragem.

Por esta razão, as fendas são geralmente usadas juntamente com flaps, visto que estes reduzem o ângulo de ataque da sustentação máxima. O uso das fendas tem duas vantagens importantes: não causam variações apreciáveis do momento de torção nem no coeficiente de resistência para baixos ângulos de ataque.

De facto, a asa com fendas tem menor resistência que a asa sem fendas para o ângulo de ataque a que corresponde, na asa sem fendas, a máxima sustentação. O dispositivo de fendas móveis é muito usado nos aviões modernos. Os aviões sem cauda só podem usar dispositivos de alta sustentação deste tipo, por não causarem grandes variações no momento de torção.

As fendas fixas e móveis são frequentemente usadas para aumentar o $C_{Lmáx}$ em voo de alta velocidade quando os efeitos de compressibilidade são importantes. A pequena variação do momento de torção é uma característica favorável para os dispositivos de alta sustentação a usar em aviões de alta velocidade. Na asa com grande flecha os dispositivos de bordo de ataque são mais favoráveis que os flaps de bordo de fuga, pois têm uma grande capacidade para controlar a camada limite.

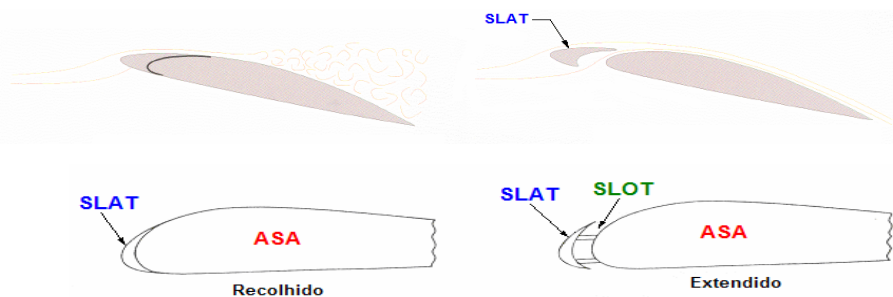


Fig. 80 – Slot e slat's

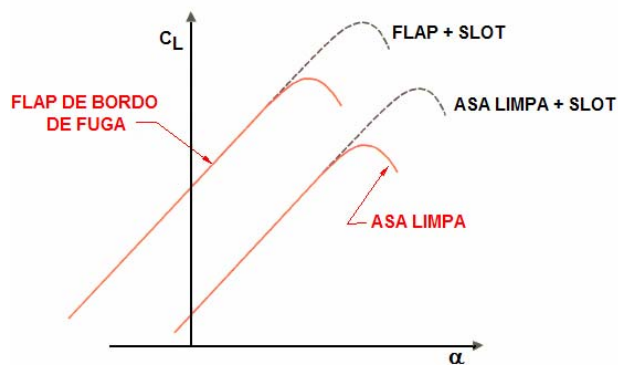


Fig. 81 – Efeito comparativo do flap de bordo de ataque e de bordo de fuga

Algumas slats operam automaticamente não sendo controladas pelo piloto. O seu movimento é provocado pelas variações de pressão em torno do bordo de ataque quando varia o ângulo de ataque.

A fenda mantém-se fechada a baixos ângulos de ataque e abrindo a partir de determinado ângulo. A abertura é provocada pelo movimento do ponto de estagnação para a parte inferior do bordo de ataque provocando uma pressão de sucção na parte superior da slat que provoca o seu movimento para a frente abrindo a fenda.

Utilização conjunta de dispositivos de bordo de ataque e de bordo de fuga

Alguns aviões de transporte de grande porte utilizam os dois tipos de dispositivos. A sequência de operação é usualmente a seguinte:

➤ Descida dos dispositivos

- 1º Descida e/ou abertura dos dispositivos de bordo de ataque (em primeiro lugar)
- 2º Descida dos dispositivos de bordo de fuga

➤ Subida dos dispositivos

- 1º Subida dos dispositivos de bordo de fuga (em primeiro lugar)
- 2º Subida e/ou fecho dos dispositivos de bordo de ataque

Utilização dos dispositivos de alto C_L na descolagem

A distância de descolagem depende da velocidade de descolagem e da razão de aceleração para se atingir essa velocidade. Uma menor velocidade de descolagem implica elevado C_L que pode ser produzido com grande ângulo de flaps que, no entanto, provoca maior resistência, menor aceleração e, portanto maiores distâncias de descolagem.

Usualmente à descolagem não é utilizada a máxima deflexão de flaps. Os dispositivos de bordo de ataque têm vantagem em relação aos de bordo de fuga.

Utilização dos dispositivos de alto C_L na aterragem

A distância de aterragem depende da velocidade de descida e da razão de desaceleração. Uma menor velocidade implica um elevado C_L que pode ser produzido com grande ângulo de flaps.

Um elevado ângulo de flaps provoca maior resistência, maior desaceleração e menores distâncias de aterragem. Os dispositivos de bordo de fuga têm vantagem em relação aos de bordo de ataque.

Nota

- Os dispositivos de alto C_L provocam alterações significativas na sustentação, na resistência e nos momentos de picada. Se o seu movimento não for simétrico nas duas asas podem ocorrer graves problemas de controlo do avião.
- Em alguns aviões existe um sistema de segurança que evita a descida dos flaps quando o avião voa a grandes velocidades. Mesmo que o piloto seleccione a sua descida estes só descem quando o avião atinge a chamada velocidade de extensão de flaps (V_{FE}).

TEORIA DE VOO

VOO HORIZONTAL ESTABILIZADO

As forças que actuam normalmente no voo horizontal estabilizado são:

- Peso

- Força aerodinâmica:
 - Sustentação;
 - Resistência ao avanço (arrasto);

- Impulso ou força propulsiva (pode não existir)

As condições de voo apresentadas de seguida verificam-se para velocidade constante ou seja a aceleração será nula.

Para que um avião se encontre em voo horizontal estabilizado (condição de equilíbrio) terão que se verificar as seguintes condições:

- As forças que actuam no sentido ascendente compensam exactamente as forças que actuam no sentido descendente;

$$L = W$$

- As forças que actuam para a frente compensam exactamente as forças que actuam para trás;

$$T = D$$

- O somatório de todos os momentos é igual a zero.

$$\sum M = 0$$

O peso tem como ponto de aplicação o CG, actuando verticalmente em direcção ao centro da terra ou seja

actua paralelamente à força de gravidade.

A sustentação tem aplicação no CP e como já foi referido anteriormente é perpendicular à trajectória do avião, com sentido ascendente

Para este estudo consideramos que o Impulso e a resistência actuam paralelamente à trajectória do avião, isto é, possuem a mesma direcção, tendo o impulso o sentido da deslocação do avião e a resistência o sentido contrário ao do movimento.

As linhas de acção do Impulso e da resistência estão muito próximas, desprezando-se, neste estudo, o momento gerado por estas duas forças.

Nota

A posição do CG e do CP é variável e não coincidente. Usualmente, o CP está localizado à frente do CG em aviões de baixa velocidade e atrás em aviões de alta velocidade.

Os momentos de picada são provocados pela posição relativa do CP e do CG e são anulados (compensados) pelo plano de cauda e leme de profundidade.

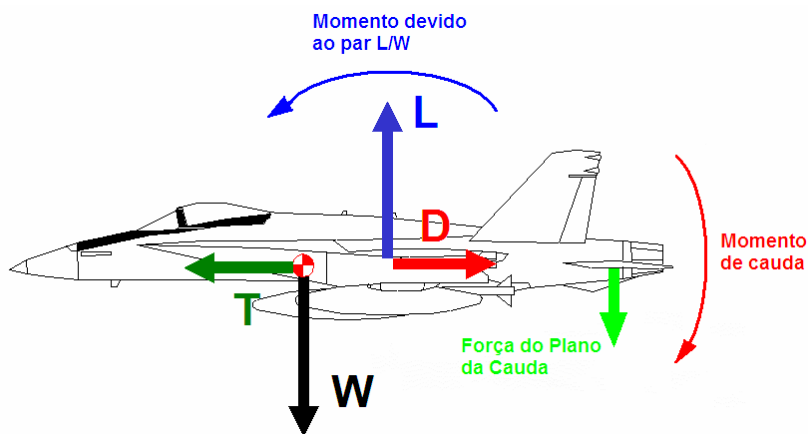


Fig. 82 – Voo horizontal – compensação de forças

A força produzida pelo plano de cauda para compensar os momentos de picada produzidos pela posição relativa do CP e do CG é adicionada ou subtraída à sustentação consoante a posição daqueles.

CP à frente do CG: $L + \text{Força do plano de cauda} = \text{Peso}$

CP atrás do CG: $L - \text{Força do plano de cauda} = \text{Peso}$

Para peso constante a força de sustentação requerida deve ser também constante. Para uma velocidade constante a força de sustentação é obtida a um determinado ângulo de ataque. Se houver alteração de

velocidade o ângulo de ataque também tem que ser alterado a fim de se manter a mesma sustentação.

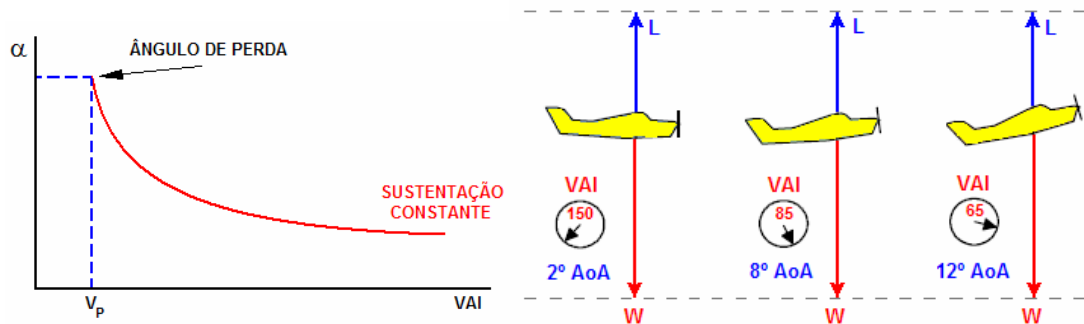


Fig. 83 – Variação do ângulo de ataque com a velocidade

A resistência aumenta com a velocidade (acima da V_{Dmin}) pelo que o impulso também tem que aumentar com a velocidade.

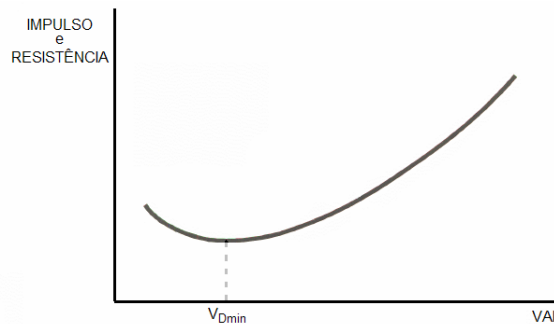


Fig. 84 – Variação do impulso e resistência com a velocidade

PERFORMANCE NA SUBIDA

O estudo da performance na subida é essencial, na medida em que cada missão implica um tipo específico de subida. Um avião a subir encontra-se a aumentar a sua energia potencial, devido à altitude.

A energia potencial num avião pode ser aumentada pelo dispêndio de energia cinética quer de energia química (propulsão). A troca de energia cinética por energia potencial designa-se normalmente por "zoom", pode traduzir-se na prática por uma passagem de voo horizontal onde se adquiriu velocidade para uma atitude de subida. A velocidade dissipa-se à medida que o avião ganha altitude.

A troca de energia química ou força propulsora por energia potencial resulta normalmente numa subida constante, que é a mais usual e aquela que se apresenta neste estudo.

Existem dois factores importantes numa subida que devem ser do conhecimento do piloto, a saber, **ângulo**

de subida e razão de subida (velocidade vertical).

Equações de Equilíbrio na Subida

Para uma melhor compreensão no estudo da subida é importa ter em conta a figura representam as quatro forças básicas intervenientes nesta fase de voo.

Para a análise que vamos efectuar iremos considerar que:

- O avião sobe com uma velocidade constante e a sua trajectória é rectilínea.
- Para maior simplicidade, consideramos que a força propulsora tem a mesma direcção que a resistência ao avanço.

Atendendo a estas duas considerações, é válida a primeira lei de Newton, isto é, o avião está em equilíbrio se o somatório das forças que actuam no centro de gravidade é nulo. Simplificando a análise e atendendo a que o vector peso não é perpendicular à direcção do vento relativo ou trajectória teremos:

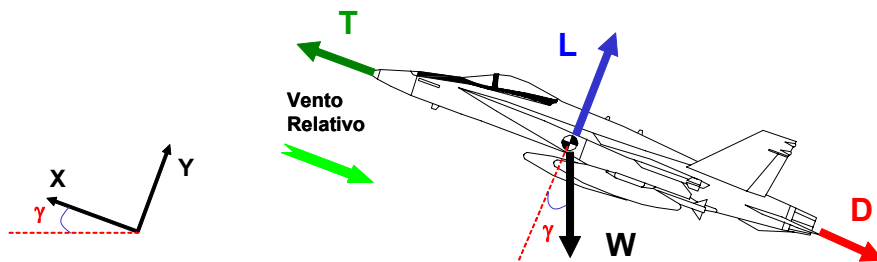


Fig. 85 – Forças actuantes na subida

$$Y) L - (W \times \cos \gamma) = 0 \quad \Leftrightarrow \quad L = W \times \cos \gamma \quad (26)$$

$$X) T - D - W \times \sen \gamma = 0 \quad \Leftrightarrow \quad T = D + W \times \sen \gamma \quad (27)$$

Da equação (1) e em referência à figura, podemos afirmar que no caso da subida a sustentação é menor do que o peso. Além disso constata-se que quanto mais elevado for o ângulo de subida menor o valor de sustentação necessário, visto a força propulsora suportar o valor de peso que não é compensado pela sustentação ($W \times \sen \gamma$).

Se o avião puder subir à vertical, ($\gamma = 90^\circ$), a sustentação será então nula e a força propulsora suportará o peso, excedendo a resistência (equação 27).

Ângulo de Subida (γ)

Ângulo de subida (γ) é o ângulo formado pela trajectória de voo e o plano horizontal, e o seu valor máximo é muitas vezes necessário para transposição de obstáculos à decolagem e até para intercepções, dependendo claro, de posição relativa dos aviões.

A capacidade de um avião para subir depende do excesso de impulso disponível além do requerido para equilibrar a resistência.

T_A – representa o impulso disponível, sendo definido pela equação:

$$T_A = T \times V \Leftrightarrow T = \frac{T_A}{V} \quad (28)$$

T_R – representa o impulso requerido, sendo definido pela equação:

$$T_R = D \times V \Leftrightarrow D = \frac{T_R}{V} \quad (29)$$

Sendo o excesso de impulso dado pela equação:

$$T_A - T_R \quad (30)$$

Portanto o impulso e a resistência variam com a velocidade, e o máximo impulso disponível obtém-se a uma velocidade específica, denominada velocidade **de máximo ângulo de subida (V_x)**.

A variação de impulso com a velocidade depende do tipo de motor. No motor a jacto o impulso é praticamente constante com a velocidade e a V_x é próxima da V_{Dmin} (velocidade correspondente a $(L/D)_{max}$). No motor com hélice a V_x é normalmente menor que a V_{Dmin} .

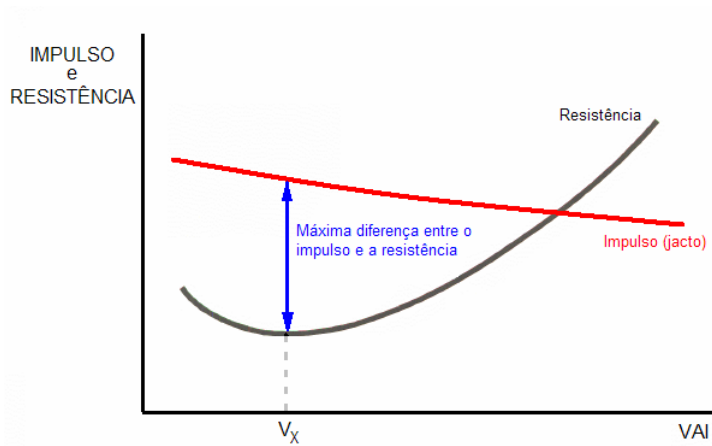


Fig. 86 – Variação do excesso de impulso com a velocidade (motor a jacto)

Equação

Resolvendo a equação 27 em ordem ao ângulo de subida (γ) obtemos:

$$\text{sen}\gamma = \frac{T - D}{W} \quad (31)$$

Substituindo em (31) as equações (28) e (29) obtemos:

$$\text{sen}\gamma = \frac{T_A - T_R}{W \times V} \quad (32)$$

$$\gamma = \arcsen\left(\frac{T - D}{W}\right) = \arcsen\left(\frac{T_A - T_R}{W \times V}\right) \quad (33)$$

Efeito da altitude

Tanto nos motores convencionais (alternativos) como nos turbo-reactores existe uma diminuição do impulso com a altitude. Por esta razão será fácil perceber que haverá diminuição do excesso de impulso, senão vejamos, se considerarmos que o impulso requerido T_R permanece praticamente constante com a altitude.

Quando o T_A iguala o T_R podemos concluir que o avião ao atingir o tecto absoluto (altitude à qual o excesso de impulso é zero) tem um ângulo de subida γ nulo.

Efeito do peso

Se atender-mos à equação do ângulo de subida (32) verificamos que o peso influencia o ângulo de subida de duas formas, o aumento do peso por si só faria diminuir γ , mas este aumento do peso também vai fazer aumentar o impulso requerido T_R , o que provoca a diminuição do excesso de impulso. O resultado é que o ângulo vai diminuir ainda mais.

A subida será mais suave.

Efeito do vento

O ângulo de subida determina-se através da equação 33. Considerando assim que o maior excesso de impulso proporciona um ângulo de subida maior que corresponde a uma maior altitude a menor distância horizontal.

Na transposição de obstáculos isto é normalmente, o problema mais importante. Nesta situação há que fazer referência ao efeito do vento na distância horizontal e como podemos observar pela figura abaixo em que se considera um avião a subir com o seu ângulo de subida máximo, a distância horizontal percorrida com o vento de frente é consideravelmente menor do que a mesma para um vento de cauda ou mesmo sem vento.

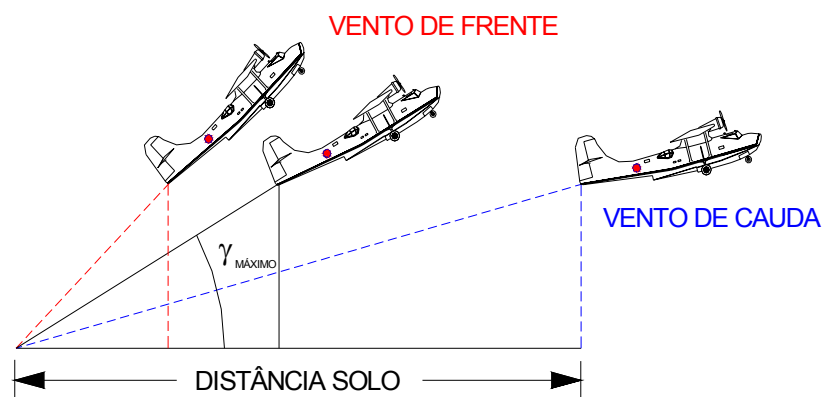


Fig. 87 – Efeito do vento na subida

Assim na transposição de obstáculos há que ter em conta o efeito do vento, mesmo admitindo que o ângulo de subida não seja afectado por ele.

Ângulo de ataque para o melhor ângulo de subida

Sempre que houver necessidade de subir com o ângulo de subida máximo ou com o melhor ângulo de

subida é necessário operar o avião a uma velocidade determinada.

A uma dada altitude o impulso disponível nos motores de jacto é sensivelmente constante para todas as velocidades excepto se houver pós-combustão (afterburner).

Na figura 88 podemos visualizar como o T_A aumenta com velocidade quando se utiliza potência máxima (afterburner).

Sem afterburner o impulso disponível praticamente não varia com a velocidade, assim sendo o avião a jacto encontra o seu melhor ângulo de subida quando o impulso necessário for mínimo.

No caso do afterburner o factor é o maior excesso de impulso e a velocidade correspondente que é superior à do impulso necessário mínimo.

Os aviões sem afterburner devem subir com impulso necessário mínimo para adquirirem o seu ângulo de subida máxima (que é $(L/D)_{máx}$ e a um determinado ângulo de ataque. O ângulo de subida é neste caso o maior possível em relação à horizontal.

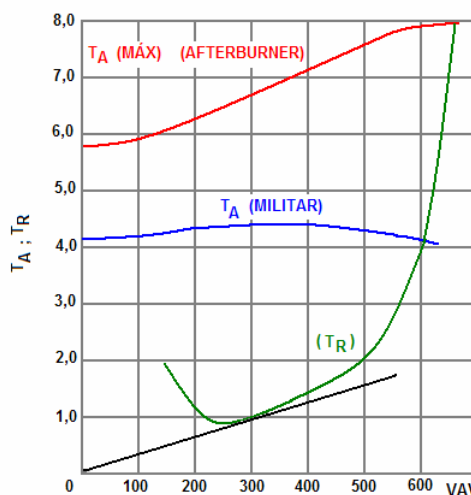


Fig. 88 – Curvas de performance avião a jacto

Na escolha do melhor ângulo de subida para um avião convencional (motorização), são também consideradas as curvas de impulso requerido (T_R) e de impulso disponível (T_A).

A curva de impulso requerido é, na generalidade, a curva da resistência do avião, mas o mesmo não acontece com a curva de impulso disponível, que num avião convencional apresenta um decréscimo como se pode verificar da curva da figura 89.

A causa deste decréscimo reside no facto do impulso proporcionado pela hélice diminuir com o aumento da velocidade do avião. Na realidade, um avião convencional e um avião a jacto podem ter curvas de resistência idênticas, mas as resistências dos seus grupos propulsores serem diferentes.

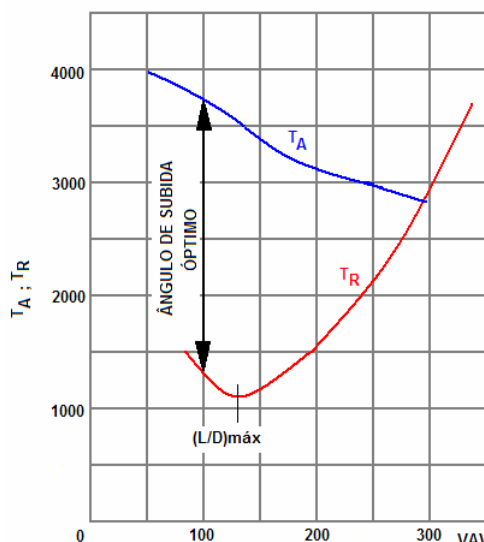


Fig. 89 – Curvas de performance (impulso) avião a hélice

A velocidade para a qual o avião convencional tem o seu máximo de excesso de impulso é menor do que a mesma para um jacto. Tem-se assim que o ângulo de ataque para um avião convencional, que se encontre com o seu melhor ângulo de subida, é superior ao ângulo de ataque para $(L/D)_{\text{máx}}$.

Geralmente, para os aviões convencionais interessa que o valor elevado deste ângulo de ataque se situe muito próximo do valor necessário para a descolagem (figura 90). Aqui põe-se simplesmente o problema da descolagem com transposição dum obstáculo onde, o avião convencional mantém uma subida acentuada com um ângulo de ataque quase igual ao da descolagem.

No avião a jacto é necessário uma aceleração prévia até atingir um valor de velocidade que corresponde precisamente $(L/D)_{\text{máx}}$ (aviões sem afterburner). Esta aceleração implica grande distância terreno, e apesar do avião subir com o ângulo máximo, a transposição não será possível figura abaixo.

Neste caso, um jacto deverá subir com maior ângulo de ataque e, portanto, menor velocidade, deixando de existir a distância para acelerar. Uma subida deste tipo poderá ser útil na transposição do obstáculo na medida em que se iniciou mais cedo.

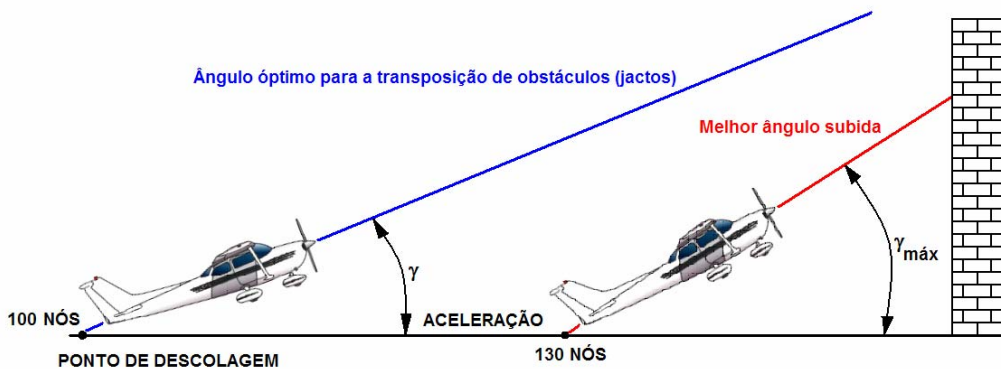


Fig. 90 – Transposição de um obstáculo à descolagem

Importa porém considerar que **o ângulo de subida correspondente à máxima razão de subida é inferior ao máximo ângulo de subida**

Razão de Subida

A razão de subida é no estudo da performance a distancia (pés) ganha em altitude por unidade de tempo (minuto), pode-se dizer então que a razão de subida é uma velocidade vertical.

Equação

O diagrama vectorial (figura 91) das velocidades ajudará na compreensão deste ponto da performance. Neste diagrama de velocidades consideramos a velocidade horizontal (V_H), como velocidade terreno sem vento (V_T), a velocidade vertical (V_V) e como razão de subida (R_S).

Podemos então concluir que:

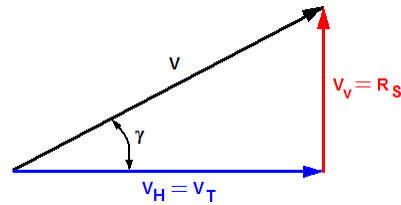


Fig. 91 – Diagrama de velocidades na subida

$$R_S = V \times \text{sen} \gamma \quad (34)$$

Substituindo a equação (31) em (34) obtemos a equação (35)

$$R_S = V \times \frac{T - D}{W} \quad (35)$$

Substituindo as equações (28) e (29) em (35) obtemos a equação (36)

$$R_S = \frac{T_A - T_R}{W} \quad (36)$$

Confirma-se que a razão de subida depende do excesso de impulso.

Efeito da altitude

À semelhança do ângulo de subida, a razão de subida apresenta também uma diminuição com o aumento da altitude (figura 92) devido ao menor rendimento do motor, motivado pela diminuição da massa específica do ar.

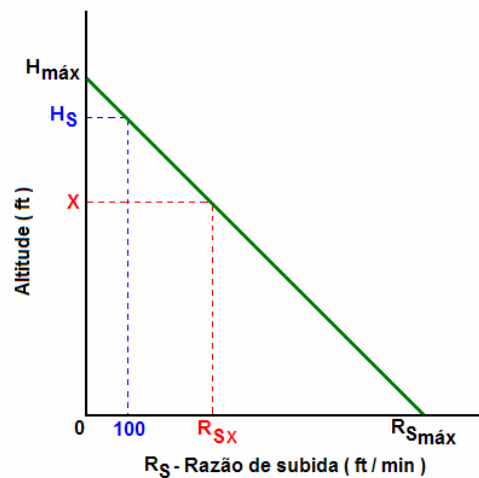


Fig. 92 – Gráfico de variação da razão de subida com a altitude

Importa aqui definir dois termos, muito importantes quando se trata da razão de subida:

O tecto absoluto define-se como a altitude onde a razão de subida e onde o excesso de impulso são nulos.

Tecto de absoluto ($H_{m\acute{a}x}$) - Altitude onde $R_s = 0$ ft/min

O outro termo, é o tecto de serviço, este define-se como a altitude onde a razão de subida equivalente a 100 ft/min.

Tecto de serviço (H_s) - Altitude onde $R_s = 100$ ft/min

Efeito do peso

O peso afecta duplamente a performance de subida. O impulso requerido aumenta porque o peso aumenta e, deste modo, é menor o excesso de impulso, conseqüentemente a razão de subida também será menor. Porém, durante o voo, devido ao consumo de combustível, o peso diminui alterando a performance no final do voo.

Na figura 93 estão representadas as velocidades de máxima razão de subida para aviões a jacto e para aviões convencionais. A diferença nas velocidades justifica-se pela desigualdade de valores na potência/impulso disponível.

Como o impulso desenvolvido por um motor de jacto é constante a todas as velocidades, logo a variação será representada por uma linha recta. A potência/impulso do motor convencional decresce com a velocidade, sendo então representada a variação por uma curva.

A máxima razão de subida para os jactos verifica-se para velocidades mais elevadas.

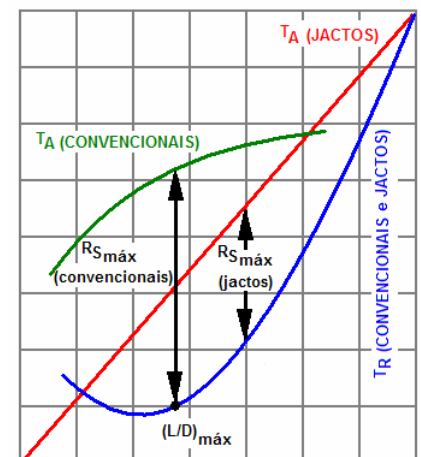


Fig. 93 – Máxima razão de subida

Efeito do vento

O vento não tem qualquer efeito na razão de subida.

Velocidade de Perda na Subida

A velocidade de perda de um avião em subida é menor. Porque a sustentação necessária para equilibrar o peso é menor devido à decomposição deste último em duas componentes, actuando uma delas no mesmo sentido da resistência.

A velocidade de perda depende da quantidade de sustentação que deverá ser desenvolvida pela asa, pelo que qualquer processo que reduza essa necessidade de sustentação imposta pela asa resultará em menor velocidade de perda.

Quando em subida, a sustentação da asa não é igual ao peso, mas somente a uma porção desta, recordemos a equação de equilíbrio na subida (26).

$$L = W \times \cos \gamma \quad (26)$$

Assim sendo, e substituindo a equação (26) na equação (31) a equação da velocidade de perda aparecerá na forma seguinte:

$$V_p = \sqrt{\frac{2 \times (W \times \cos \gamma - T \times \text{sen} \alpha)}{\rho \times S \times C_{L\text{máx}}}} \quad (37)$$

Esta equação (37) é válida para todos os ângulos de subida e condições de voo. Se o avião se encontrar à vertical, a velocidade de perda será nula, pois o ângulo de subida é igual a 90°. Teoricamente se nesta posição ($\gamma = 0$) não existe geração de força de sustentação, não haverá também perda aerodinâmica.

Polar de Potência Máxima

No sentido de facilitar a compreensão da performance dum avião com potência constante em subida ou descida, a curva polar de potência máxima (figura 94) é muito útil. O diagrama polar representa-se atendendo a três condições:

- O peso mantém-se constante
- A altitude mantém-se constante
- O impulso é sempre constante

Se qualquer destes três factores for alterado, então a curva sofrerá uma alteração consequente, e a performance será diferente.

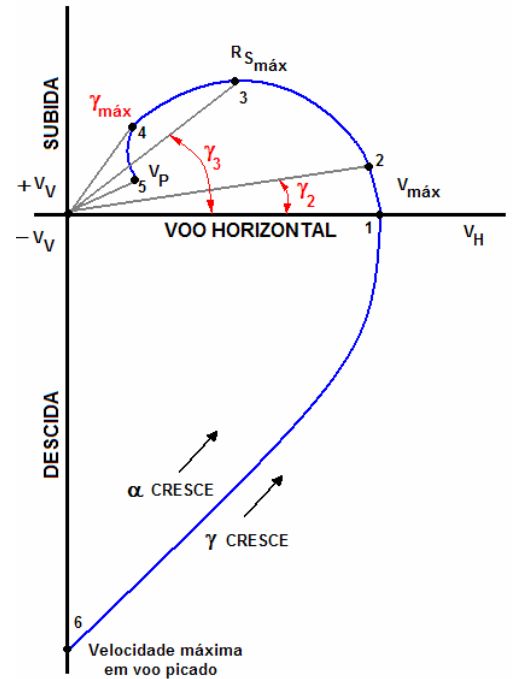


Fig. 94 – Polar potência (impulso) máxima

A figura 94 mostra-nos um diagrama polar típico para uma condição de potência máxima a 5000 pés de altitude, e representa os diferentes valores de velocidades horizontal (V_H) e vertical (V_V) obtidas pelo avião com diferentes ângulos de subida e descida. Esta polar resulta pois dum número infinito de resultados obtidos a partir de diagramas semelhantes ao da figura 91.

Vejamos então o que se passa em cada um dos pontos significativos desta polar:

Ponto 1. Representa a velocidade máxima obtida pelo avião em linha de voo. Depois, à semelhança dum automóvel que rola numa estrada com a velocidade máxima e encontra uma pequena subida, a velocidade começa a decrescer e passa a existir uma velocidade vertical e portanto um aumento de altitude.

Ponto 2. Aqui convém lembrar de que a velocidade (V) se encontra representada na hipotenusa do triângulo e que o avião se desloca sobre ela, aparecendo-nos também na figura o valor do ângulo de subida.

Ponto 3. A máxima razão de subida encontra-se neste ponto ou seja o ponto onde é máximo o valor da velocidade vertical obtido pelo avião. Do mesmo modo obteremos o ângulo de subida e a velocidade ideal para obter a razão de subida máxima, unindo esse ponto com a origem das coordenadas.

Ponto 4. Observamos que a recta que passa pela origem é tangente à curva. Esse ponto define a velocidade o valor do melhor ângulo de subida. O avião não comporta um ângulo de subida mais elevado para a sua relação peso/potência embora a velocidade ainda possa decrescer.

Ponto 5. Onde se dá a perda aerodinâmica e onde se vai medir o ângulo de subida que o avião mantém na velocidade mínima e com o excesso de potência nulo.

Ponto 6. Representa a velocidade máxima permitida, ou seja a velocidade vertical obtida pelo avião picando a 90° com a potência máxima. Muitos dos aviões actuais ficaram desfeitos antes de atingirem esta velocidade devido às limitações estruturais, pelo que este ponto serve só como informação e para completar a curva.

Ângulo de Subida / Razão de Subida

O excesso de impulso/potência tem o seu valor máximo a velocidades diferentes para aviões a jacto ou convencionais. A velocidade onde o avião convencional obtém maior razão de subida está muito próxima do valor necessário para $(L/D)_{máx}$. O avião a jacto requer menor ângulo de ataque e maior velocidade. Estes pontos determinam-se por medição nas curvas de impulso/potência. O excesso de impulso máximo origina a razão de subida máxima.

Considere os dois aviões da figura 95. O avião A tem um ângulo de subida maior, que o avião B, este possui uma maior razão de subida que o A.

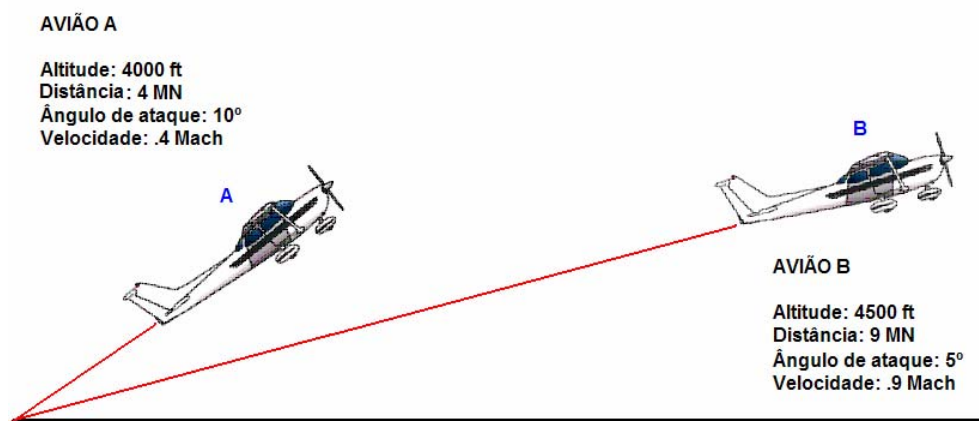


Fig. 95 – Máxima razão de subida/máximo ângulo de subida

Um minuto após descolarem, o avião B encontra-se 500 ft mais alto e 5 MN mais longe que a aeronave A. Atinge assim a altitude desejada mais rapidamente e encontramos mais longe. É evidente que isto traduz-se em economia de combustível.

Esta é a razão pela qual qualquer avião sobe a velocidade correspondente à máxima razão de subida.

PERFORMANCE NA DESCIDA

Com Impulso

Na descida estabilizada o peso decompõe-se em duas componentes: Uma oposta à sustentação ($W \times \cos \gamma$) perpendicular à trajectória do avião e outra que actua no mesmo sentido do impulso ($W \times \sin \gamma$) paralela à trajectória do avião.

Quando o avião mete o nariz em baixo, mantendo o impulso constante, a componente do peso que actua no sentido do deslocamento do avião provoca-lhe um aumento da velocidade. Este aumento de velocidade provoca um aumento de resistência e o avião acelera apenas até atingir uma velocidade em que as forças se equilibram.

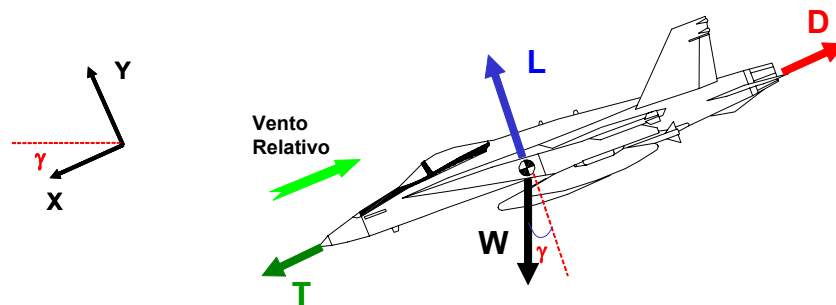


Fig. 96 – Forças actuantes numa descida com impulso

Na descida estabilizada a sustentação requerida é menor que o peso uma vez que tem apenas que compensar a componente do peso perpendicular à linha de trajectória do avião.

O impulso requerido é menor que a resistência devido à componente do peso que actua no mesmo sentido do impulso e mesmo sentido da linha de trajectória do avião.

Equações de equilíbrio

$$Y) L - (W \times \cos \gamma) = 0 \quad \Leftrightarrow \quad L = W \times \cos \gamma \quad (38)$$

$$X) T - D + W \times \sin \gamma = 0 \quad \Leftrightarrow \quad T = D - W \times \sin \gamma \quad (39)$$

Ângulo de descida (γ)

Ângulo de descida (γ) é o ângulo formado pela trajectória de voo e o plano horizontal.

Equação

Resolvendo a equação (39) em ordem ao ângulo de descida (γ) obtemos:

$$\text{sen}\gamma = \frac{D-T}{W} \quad (40)$$

$$\gamma = \arcsen\left(\frac{D-T}{W}\right) \quad (41)$$

Razão de descida (velocidade de afundamento)

A razão de descida é a distância (pés) perdida em altitude por unidade de tempo (minuto), pode-se dizer então que a razão de descida é uma velocidade vertical daí também ser designada por velocidade de afundamento.

Equação

O diagrama vectorial (figura 97) das velocidades ajudará na compreensão deste ponto da performance.

Neste diagrama de velocidades consideramos a velocidade horizontal (V_H) como velocidade terreno (V_T) sem vento e a velocidade vertical a razão de descida (R_D). Podemos então concluir que:

$$R_D = V \times \text{sen}\gamma \quad (42)$$

Substituindo a equação (40) em (42) obtemos a equação (43)

$$R_D = V \times \frac{D-T}{W} \quad (43)$$

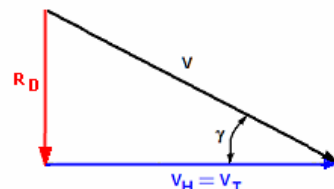


Fig. 97 – Diagrama de velocidades na descida

Descida de emergência

Se for necessário efectuar uma descida rápida a razão de descida pode ser aumentada aumentando a resistência, reduzindo o impulso e aumentando a velocidade. A resistência pode ser aumentada através de:

- Uso de travões aerodinâmicos (speedbrakes)
- Descida do trem (velocidade inferior a V_L)
- Uso do inversor de impulso (reverso) (se autorizado no manual de voo).
- A velocidade pode ser aumentada, em configuração limpa até à V_{NE} .

Quando o avião se encontrar próximo da altitude requerida a razão de descida deve ser progressivamente reduzida de forma a efectuar uma transição suave para o voo horizontal.

Efeito da configuração

As alterações de configuração como a actuação dos dispositivos hipersustentadores ou o trem de aterragem fazem aumentar o $C_{Lmáx}$, o que naturalmente fará aumentar a sustentação.

Sendo a resistência induzida uma componente da força de sustentação, quanto maior for a sustentação maior será a resistência induzida, logo maior a resistência ao avanço. Logicamente se a resistência ao avanço aumenta fará diminuir a velocidade. Se tivermos em conta a equação (19), verifica-se que neste caso teremos uma diminuição da razão de descida.

Sem Impulso - Voo Planado

Qualquer avião, seja ele a jacto ou convencional, depende dum grupo propulsor para se manter no ar. A possibilidade de falha deste não se pode descartar, ela está sempre presente, supondo que o avião não cai logo que essa falha se dá, vamos admitir que o avião inicia uma descida.

Nesta circunstância é importantíssimo o conhecimento de alguns factores, tais como por exemplo, a distância que o avião percorrerá, quanto tempo poderá ainda permanecer no ar, qual a razão de descida ou velocidade de afundamento e se uma aterragem forçada se poderá executar com segurança.

Relativamente à descida existem dois termos que importa esclarecer - o planeio e a picada, ambos se referem a uma atitude de descida, sendo usual utilizar o planeio para valores angulares de descida mais pequenos reservando o termo picada para ângulos de descida mais pronunciados.

No voo planado (planeio) vamos considerar que actuam apenas três forças no avião (figura 98): a sustentação, o peso e a resistência ao avanço, portanto vamos considerar que não existe força propulsora. Sendo a componente do peso no sentido da trajectória do avião a que substitui a força propulsiva de modo a equilibrar a resistência.

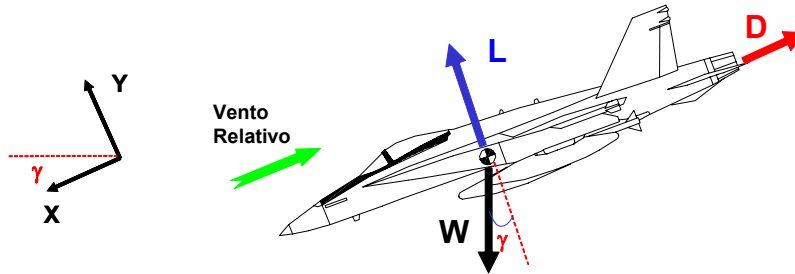


Fig. 98 – Forças actuantes numa descida sem impulso

Equações de equilíbrio

Assim não considerando a força propulsiva, uma das componentes do peso tomará o seu lugar de modo a equilibrar a resistência. O avião pode manter uma trajectória de voo planado rectilínea com velocidade constante, tendo no entanto de satisfazer as condições de equilíbrio, ou seja o somatório de todas as forças que actuam no centro de gravidade do avião terá que ser nulo.

Temos assim as equações de equilíbrio:

$$Y) L - (W \times \cos \gamma) = 0 \quad \Leftrightarrow \quad L = W \times \cos \gamma \quad (44)$$

$$X) -D + W \times \sin \gamma = 0 \quad \Leftrightarrow \quad D = W \times \sin \gamma \quad (45)$$

Equação do ângulo de planeio

É definido, à semelhança do ângulo de subida e descida como o ângulo formado entre a direcção da trajectória e o plano horizontal. Há quem represente este ângulo (descida) com um sinal negativo apenas para indicar que estamos perante uma descida.

Num voo planado sem potência, a performance determina-se apenas pela relação entre as forças aerodinâmicas (L e D).

Dado que o sistema de propulsão não influencia o voo planado tanto os jactos como os convencionais obtêm

o menor ângulo de planeio quando operado na velocidade do ângulo de ataque para $(L/D)_{\text{Max}}$.

Dividindo então a equação (44) pela equação (45) teremos:

$$\frac{L}{D} = \frac{W \times \cos \gamma}{W \times \sin \gamma} = \frac{1}{\text{tg} \gamma} \quad \Leftrightarrow \quad \text{tg} \gamma = \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)} \quad \Leftrightarrow \quad \gamma = \text{arctg} \left[\frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)} \right] \quad (46)$$

Ângulo de planeio mínimo

A maior preocupação num voo planado é conseguir a máxima razão de planeio, pois assim existe a garantia de que se percorrerá uma maior distância horizontal com menor perda de altitude. **A razão entre a distância horizontal e a distância vertical chama-se razão de planeio.**

A velocidade correspondente ao ângulo de planeio mínimo e por conseguinte à maior distância horizontal percorrida é a velocidade que corresponde ao ângulo de ataque para $(L/D)_{\text{máx}}$. É então fácil admitir que a maior distância horizontal que se pode percorrer em voo sem potência, terá que ser sempre com o menor ângulo possível.

Por exemplo um avião em voo sem potência com um ângulo de planeio (picada) de 90° não percorre qualquer distância horizontal. Ao contrário se o avião conseguisse planar com $\gamma = 0^\circ$ percorreria uma distância infinita. Estamos perante duas situações pouco prováveis no entanto permite-nos concluir que quanto menor for ângulo de planeio maior será a distância horizontal percorrida pelo avião.

A tangente diminui com a diminuição do ângulo, assim o valor da fracção $\frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)}$ deverá ser mínimo, o que

acontece quando a eficiência aerodinâmica for máxima, isto é $\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}}$

$$\text{tg} \gamma_{\text{min}} = \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}}} \quad (46) \quad \Leftrightarrow \quad \gamma_{\text{min}} = \text{arctg} \left(\frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}}} \right) \quad (47)$$

Razão de planeio – R_p

A razão de planeio pode ser determinada através da equação (46). A tangente do ângulo de planeio é deste modo o inverso da razão de planeio. Se consultarmos o diagrama da figura 99, podemos constatar que a tangente do ângulo de planeio é dada pela razão entre o cateto oposto e o adjacente, ou seja, como vimos anteriormente, pela razão $\frac{D}{L}$.

$$\operatorname{tg}\gamma = \frac{d_v}{d_h} = \frac{V_V}{V_H} = \frac{D}{L}$$

$$R_p = \frac{1}{\operatorname{tg}\gamma} \Leftrightarrow R_p = \frac{L}{D} \quad (48)$$

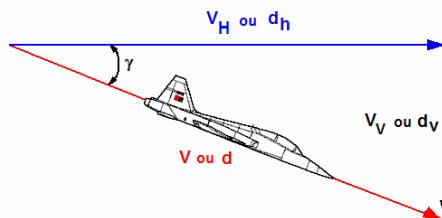


Fig. 99 – Diagrama de velocidades e distâncias no planeio

Neste diagrama estão representadas assim as distâncias percorridas na vertical (d_v) e horizontal (d_h) e as respectivas velocidades (V_V e V_H).

Se um avião tiver uma razão $(L/D)_{\text{máx}}$ de 15:1 quer dizer que ele produzirá 15 libras de sustentação por cada libra resistência ao avanço. Da mesma forma podemos retirar do diagrama que o mesmo avião planará 15 milhas por cada milha de altitude perdida, em termos de velocidade ele terá uma velocidade horizontal de 15 nós enquanto a velocidade de descida será de 1 nó. Estes valores são válidos para o $(L/D)_{\text{máx}}$.

Polar sem potência

A polar sem potência (figura 100) é muito semelhante à polar de potência máxima vista para a subida, na polar sem potência, relacionam-se velocidades verticais e horizontais para o voo planado.

Tanto a altitude como o peso serão referidos, pois qualquer variação destes implica uma nova forma da curva.

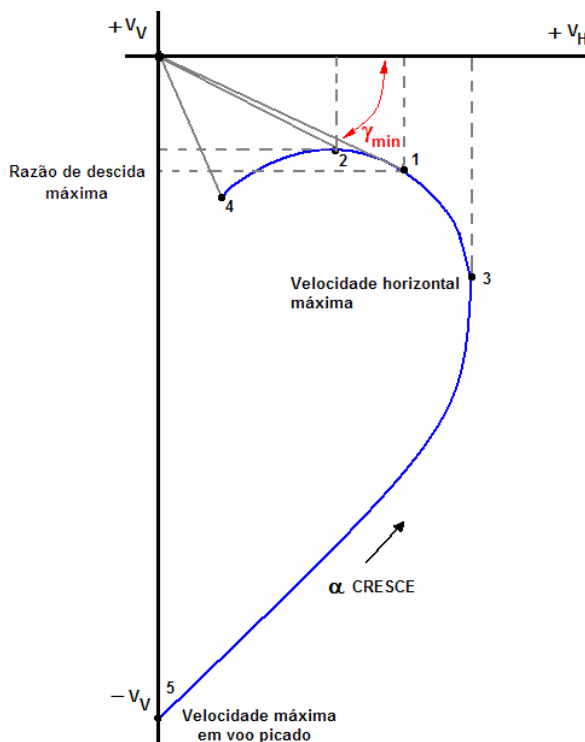


Fig. 100 – Polar sem potência

A curva resulta de uma infinidade de diagramas como o da figura 99, com ângulos de planeio diferentes. No eixo horizontal representam-se as velocidades horizontais.

Dado que em voo planado (sem potência) o avião não consegue manter voo horizontal por este facto a curva é representada abaixo do eixo horizontal.

Vejamos então o que se passa em cada um dos pontos significativos desta polar:

Ponto 1. Se traçarmos a tangente à curva partindo da origem, determinamos a velocidade e o ângulo de planeio mínimo (máxima razão de descida). A velocidade (VAV) é medida sobre o vector tangente e a sua projecção no eixo horizontal representa a velocidade horizontal ou velocidade terreno.

Ponto 2. Se o piloto aumentar o ângulo de ataque (aumenta no sentido contrário ao do movimento dos ponteiros do relógio), na polar deslocamo-nos para a esquerda, se este aumento chegar até ao ponto 2 da curva o avião descera com a sua menor razão de planeio, correspondendo-lhe a menor velocidade vertical, no entanto o ângulo de planeio é maior do que o do ponto 1.

Ponto 3. Com o ângulo de planeio mínimo, a razão de descida é um pouco superior, este ligeiro aumento trás como vantagem um grande aumento da velocidade horizontal, e assim é possível percorrer uma maior distância, no entanto o ângulo de descida é maior.

Ponto 4. Corresponde ao ângulo de descida quando o avião entra em perda.

Ponto 5. Ponto de máxima velocidade do avião, aparece na descida vertical (picada).

Efeito do vento no voo planado

A performance do voo planado é fortemente influenciada com os ventos. Vejamos um exemplo.

Um avião encontra-se a planar com uma velocidade de 100 nós e tem um vento de frente de 100 nós, neste caso o avião não percorrerá qualquer distância horizontal. Se a velocidade de planeio aumentar, podemos concluir que a distância percorrida aumenta.

A performance de planeio com vento é perfeitamente visível se analisarmos a curva polar da figura 101. A polar é uma representação da relação existente entre a velocidade horizontal e vertical.

Se marcarmos a velocidade do vento de frente e do vento de cauda no eixo das velocidade (horizontal), obtemos dois pontos sobre este eixo.

A partir destes dois pontos traçamos duas novas tangentes à curva. Os ângulos formados por estas novas linhas e o eixo horizontal são os ângulos que a trajectória faz com a superfície.

O ângulo actual é definido entre a trajectória actual (linha que passa pela origem é tangente à curva) o comprimento desta linha representa a velocidade que o avião terá de manter para corrigir o efeito do vento.

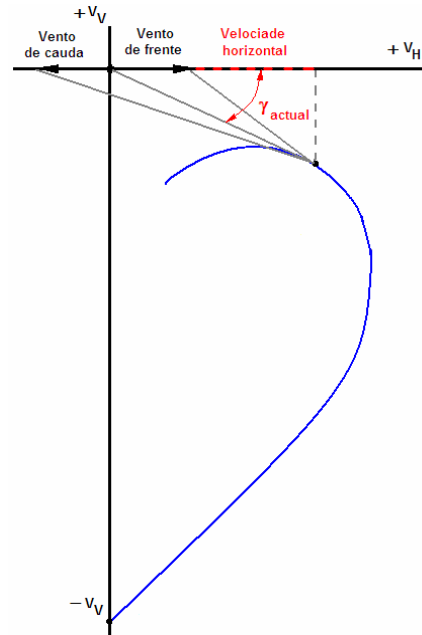


Fig. 101– Polar de planeio

Se houver vento a velocidade horizontal e a distância percorrida no planeio sofrem alterações:

- Com vento de frente a distância horizontal diminui;
- Com vento de cauda a distância horizontal aumenta.

Efeito do peso no voo planado

Foi visto que é a razão L/D que determina a distância que um avião pode planar, não tendo o peso qualquer influência nesta distância. A única influência do peso será no tempo que o avião planará.

A figura 102, representa um avião com dois pesos diferentes (W_1 e W_2). Se o peso for maior (W_2), mais sustentação será necessária (L_2).

O acréscimo de sustentação, não se obtém aumentando o ângulo de ataque, pois não queremos alterar a $(L/D)_{máx}$.

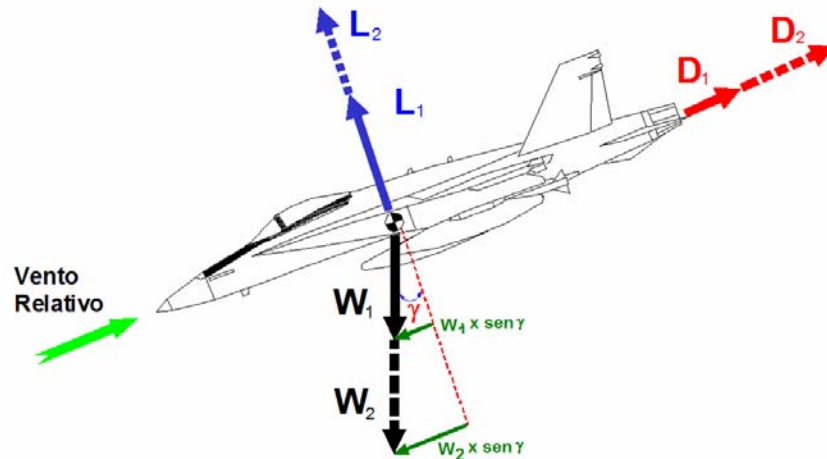


Fig. 102 – Efeito do peso no voo planado

Assim só existe uma hipótese o aumento da velocidade. É de notar $W_2 \times \text{sen} \gamma$ é maior do que $W_1 \times \text{sen} \gamma$.

Com esta diferença concluímos que para o peso maior (W_2), temos um aumento da velocidade e inevitavelmente um aumento de resistência.

Com um peso superior o avião voa com maior velocidade o que leva a que desça mais rapidamente, no entanto a distância percorrida na horizontal não é afectada.

Dois aviões com iguais $(L/D)_{\text{máx}}$ possuem a mesma razão de planeio, independentemente do peso.

Efeito da configuração no voo planado

A eficiência aerodinâmica máxima $(L/D)_{\text{máx}}$ é obtida com o avião "limpo" ou seja com a menor resistência. A extensão de flaps, trem de aterragem, freios aerodinâmicos, spoilers, etc. faz diminuir a razão L/D pois a resistência parasita aumenta, como consequência temos a diminuição da razão de planeio.

Os aviões a jacto mais modernos possuem cargas alares elevadas, razões de aspecto e razões L/D muito baixas. São vulgares razões de planeio da ordem de 5 ou 6:1, e os aviões que as utilizam, experimentam razões de descida de 4000 pés por minuto e por vezes maiores, o que torna a sua operação numa aterragem forçada bastante complicada.

O caso da asa em flecha é típico conquanto um aumento no ângulo de ataque não traz como seria de esperar, uma melhoria acentuada na razão de planeio. Com efeito, a razão de descida normalmente aumenta, dificultando uma aproximação e um arredondar suaves.

PERFORMANCE DA VOLTA

Volta Horizontal

$$T = D$$

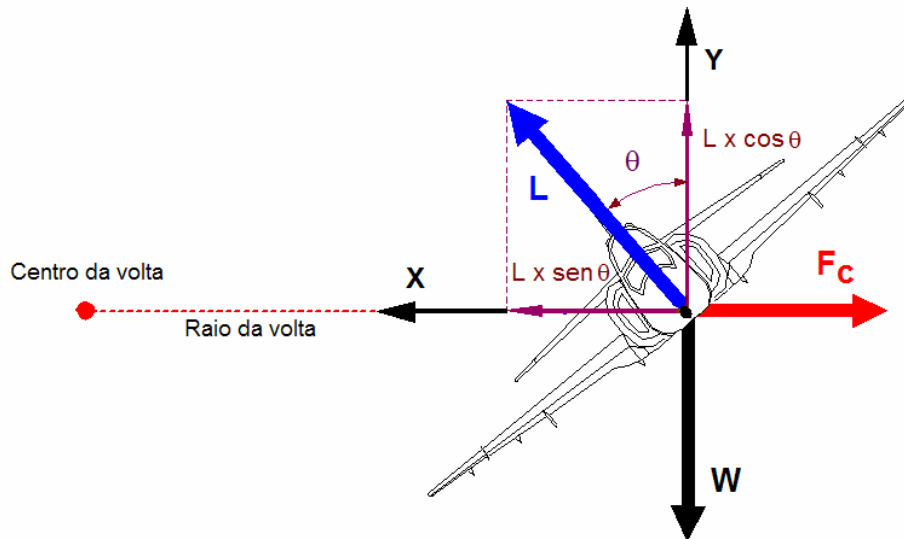


Fig. 103 – Forças actuantes no voo em curva no plano horizontal

Equações de equilíbrio

$$Y) \quad L \times \cos \theta - W = 0 \quad \Leftrightarrow \quad L \times \cos \theta = W \quad (49)$$

$$X) \quad L \times \sin \theta - F_C = 0 \quad \Leftrightarrow \quad L \times \sin \theta = F_C \quad (50)$$

Sendo perfeitamente conhecidas as expressões:

$$F = m \times a \quad \Rightarrow \quad F_C = m \times a_c \quad (51)$$

$$W = m \times g \quad \Leftrightarrow \quad m = \frac{W}{g} \quad (52)$$

$$a_c = \frac{V^2}{R} \quad (53)$$

Substituindo na equação (51) a equação (52) e (53) obtemos a equação (54):

$$F_c = \frac{W \times V^2}{g \times R} \quad (54)$$

Substituindo a equação (54) na (50) obtemos:

$$L \times \text{sen}\theta = \frac{W \times V^2}{g \times R} \quad (55)$$

Dividindo a equação (55) pela (49) obtém-se:

$$\text{tg}\theta = \frac{V^2}{g \times R} \Leftrightarrow \theta = \text{arctg} \frac{V^2}{g \times R} \quad (56)$$

Esta última equação é a equação básica da volta e relaciona a velocidade (V), o ângulo de pranchamento ou inclinação (θ) e o raio da volta (R).

Raio de volta – R

O conhecimento do raio de volta que um avião pode realizar durante certas manobras, é de todo o interesse para o piloto.

Dando outra forma à equação (56):

$$\text{tg}\theta = \frac{V^2}{g \times R} \Leftrightarrow R = \frac{V^2}{g \times \text{tg}\theta} \quad (57)$$

A equação (57) mostra que o raio de volta do avião é directamente proporcional ao quadrado da sua velocidade e inversamente proporcional ao ângulo de pranchamento e número de G's.

Assim dois aviões quaisquer capazes de voar à mesma velocidade e com o mesmo ângulo de pranchamento, podem voar em formação, independentemente dos seus pesos.

Pois o raio apenas é afectado directamente por estas duas variáveis, no entanto há factores como é o caso do: peso, altitude, factor de carga, ângulo de ataque, e superfície alar que afectam a velocidade e, deste modo, indirectamente afectam o raio de volta.

Assim quando se pretende executar uma volta com o menor raio possível, terá que voar com a menor velocidade possível (velocidade de perda) e com o menor ângulo de pranchamento possível (abaixo de 90°).

Razão de volta – R_v

Obtém-se dividindo a velocidade pelo raio de volta, representando a mudança de direcção do avião (graus ou radianos) por unidade de tempo.

$$R_v = \frac{V}{R} \quad (58)$$

Substituindo a equação (57) na equação (58) a equação da razão de volta toma a forma:

$$R_v = \frac{g \times \operatorname{tg}\theta}{V} \quad (\text{rad/s}) \quad (59)$$

Por exemplo a uma velocidade de 150 nós (77 m/s) um avião executa uma curva com um raio de 1480 m. A razão de volta é:

$$R_v = \frac{V}{R} \quad R_v = \frac{77}{1480} = 0,052 \quad \text{rad/s}$$

360° equivale a 2π radianos, logo 1 radiano são 57°,296

$$R_v = 0,052 \times 57,296 = 3^\circ \text{ por segundo}$$

Das equações do raio (57) e razão de volta (59) constata-se que:

- Se a velocidade se mantiver constante, e aumentarmos o ângulo de pranchamento o raio de volta diminui e a razão de volta aumenta.
- Para manter uma razão de volta constante o aumento de velocidade implica o aumento do ângulo de pranchamento – o ângulo de pranchamento dependente da velocidade.
- Se mantivermos o ângulo de pranchamento constante, e aumentarmos a velocidade aumenta o raio e diminui a razão de volta.

Limites da performance do raio de volta

A manobra do avião, mais precisamente a performance do raio de volta é limitada por vários factores a saber: aerodinâmicos, estruturais e de impulso.

Limite aerodinâmico

Recuperando a equação da velocidade de perda, vista anteriormente, e a substituímos na equação do raio de volta, os vários factores que afectam a velocidade de perda e o raio mínimo de volta tornam-se evidentes.

$$V_P = \sqrt{\frac{2 \times n \times W}{\rho \times S \times C_{LMAX}}} \Leftrightarrow V_P^2 = \frac{2 \times n \times W}{\rho \times S \times C_{Lmáx}}$$

$$R = \frac{V^2}{g \times \operatorname{tg}\theta} \Leftrightarrow R = \frac{V_P^2}{g \times \operatorname{tg}\theta} \Leftrightarrow R = \frac{2 \times n \times W}{\rho \times S \times C_{Lmáx} \times g \times \operatorname{tg}\theta}$$

Atendendo a que é a componente horizontal da força da sustentação ($L \times \operatorname{sen}\theta$) a responsável pela volta do avião, podemos concluir que o limite aerodinâmico do raio de volta é encontrado quando o avião está a voltar na sua velocidade de perda.

É sabido que a velocidade de perda é a velocidade mínima à qual o avião ainda possui sustentação, ou por outras palavras, quando um avião está a voar com a sua velocidade de perda, está a produzir a máxima sustentação para essa velocidade, pelo que qualquer aumento no peso ou na altitude (diminuição do ρ), ou ainda um diminuição do $C_{Lmáx}$ implicará no aumento do raio de volta.

Limite estrutural

A velocidade de perda é directamente proporcional ao factor de carga (n), logo também influenciará o raio de volta do avião.

Conforme já foi referido o factor de carga é a razão entre a sustentação e o peso.

$$n = \frac{L}{W}$$

Se substituirmos a equação (49) na equação anterior obtemos:

$$n = \frac{L}{L \times \cos \theta} \Leftrightarrow n = \frac{1}{\cos \theta} \quad (60)$$

Podemos então concluir que o factor de carga é apenas função do ângulo de pranchamento, não tendo o peso do avião qualquer efeito sobre o factor de carga.

Quer o Chipmunk, quer o F-16, sofrem 2 G's de aceleração, quando estão com um ângulo de pranchamento de 60°.

A tabela 3 mostra alguns factores de carga e respectivos ângulos de pranchamento, a figura 104 mostra-nos a variação da velocidade de perda com as variações do factor de carga.

Note-se que de 0° a 45° de ângulo de pranchamento, o factor de carga aumentou apenas 0,414, enquanto nos 25° seguintes, o factor de carga aumentou logo 1,509.

Isto permite-nos afirmar que com elevados ângulos de pranchamento, o factor de carga e a velocidade de perda aumentam muito rapidamente. Daqui ressalta a importância que tem em haver um compromisso entre o ângulo de pranchamento e a velocidade de perda quando pretendermos voltar com o mínimo raio de volta do avião.

Vejamos um exemplo: um avião está sujeito a 6 G's logo está a produzir sustentação que é igual a 6 vezes o seu peso.

Podemos imaginar os enormes esforços de flexão que se criam entre as asas e fuselagem. Não nos podemos esquecer que qualquer avião possui um factor de carga limite, imposto pelo fabricante do avião e que não deverá ser excedido, sob pena de se verificarem falhas estruturais.

Assim e por exemplo, se um avião possui como factor de carga limite 6, então o raio de volta mínimo será o que se verifica para este factor de carga, à velocidade de perda (80,4°).

Esta velocidade é chamada a **VELOCIDADE DE MANOBRA** do avião ou seja é a velocidade a que o avião pode executar a volta com o menor raio de volta, para uma dada altitude.

Ângulo de pranchamento - θ	Factor de carga - n
0°	1,0
10°	1,015
30°	1,154
45°	1,414
70°	2,923
80°	5,747
90°	∞

Tab. 3 – Factor de carga/ângulo de pranchamento

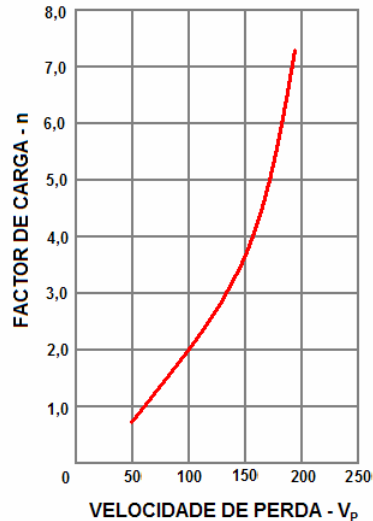


Fig. 104 – Velocidade de perda / factor de carga

Note-se que com $\theta = 90^\circ$ a volta de nível coordenada (figura 105) é impossível, não só devido as limitações estruturais do próprio avião, pois o factor de carga é infinito, mas também porque com um pranchamento de 90° não haveria força a equilibrar o peso.

A sustentação faria um ângulo de 90° com o peso, não havendo assim força alguma a suportar o peso como consequência o avião perderia altitude.

Só será possível executar uma curva horizontal controlada (forças em equilíbrio) desde que se incline o avião para dentro da curva de um ângulo θ que pode ser determinado pela equação.

$$\theta = \arctg \frac{V^2}{g \times R}$$

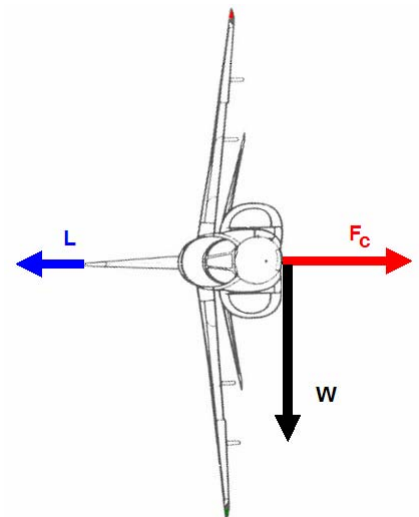


Fig. 105 – Pranchamento de 90°

Limite de impulso

O impulso do avião é também um limite para o raio de volta. Voltemos ao caso do avião que executa uma curva com 6 G's, foi dito que nestas circunstâncias o avião precisa de 6 vezes mais sustentação para equilibrar o peso, para a mesma velocidade. É sabido também que a resistência induzida é directamente proporcional ao quadrado da sustentação.

Assim a resistência induzida desenvolvida com grandes factores de carga poderá tornar-se muito elevada, veja-se a tabela 4, logicamente haverá um limite a partir do qual o impulso não será suficiente.

Factor de carga n	Aumento da resistência induzida %
1,00	0
1,04	7,2
1,15	33,3
1,41	100,0
2,00	300,0

Tab. 4 – Factor de carga/aumento da resistência induzida

Volta Vertical

Volta positiva

Considere-se uma curva na saída de voo em descida, por exemplo o arredondamento que antecede a aterragem, as forças em presença são as que se indicam na figura 106:

Nota

A sustentação e a força centrífuga possuem sentidos contrários.

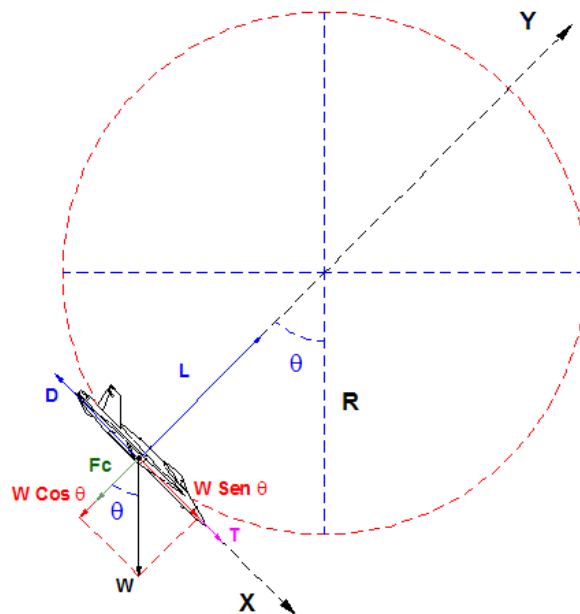


Fig. 106 – Volta no plano vertical (positiva)

Equações de equilíbrio

$$Y) \quad L - W \times \cos \theta - F_c = 0 \quad \Leftrightarrow \quad L = (W \times \cos \theta) + F_c \quad (57)$$

$$X) \quad T - D + W \times \sin \theta = 0 \quad \Leftrightarrow \quad D = T + W \times \sin \theta \quad (58)$$

Factor de carga

Substituindo na equação (57) a equação (54) obtemos a equação abaixo (59)

$$L = (W \times \cos \theta) + \frac{W \times V^2}{g \times R} \quad (59)$$

Substituindo a equação (59) na equação geral do factor de carga $n = \frac{L}{W}$ obteremos:

$$n = \frac{(W \times \cos \theta) + \frac{W \times V^2}{g \times R}}{W} \quad \Leftrightarrow \quad n = \cos \theta + \frac{V^2}{g \times R} \quad (60)$$

O factor de carga (n) é máximo no extremo inferior da curva ($\theta = 0^\circ$)

Volta negativa

Surge por exemplo, no fim da linha de subida

Nota

Ao contrário da volta positiva, a sustentação e a força centrífuga possuem o mesmo sentido.

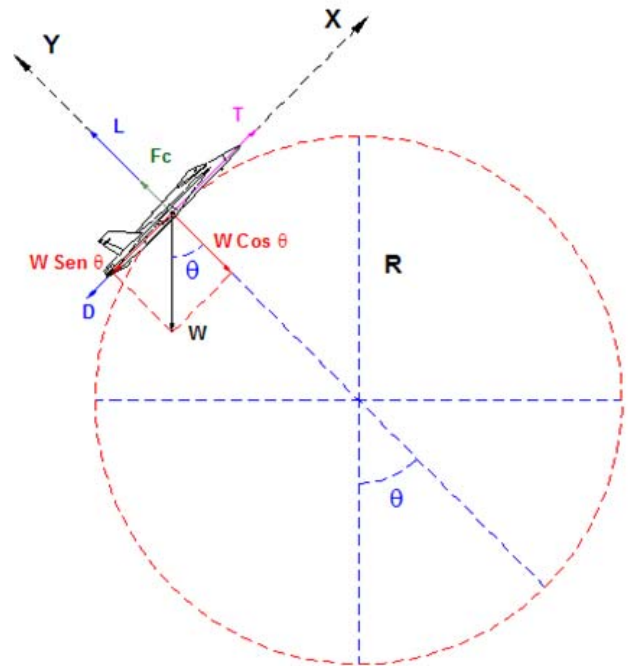


Fig. 107 – Volta no plano vertical (negativa)

Equações de equilíbrio

$$Y) \quad L - W \times \cos \theta + F_c = 0 \quad \Leftrightarrow \quad L = (W \times \cos \theta) - F_c \quad (61)$$

$$X) \quad T - D - W \times \sin \theta = 0 \quad \Leftrightarrow \quad D = T - W \times \sin \theta \quad (62)$$

Factor de carga

Substituindo na equação (61) a equação (54) obtemos a equação abaixo (63)

$$L = (W \times \cos \theta) - \frac{W \times V^2}{g \times R} \quad (63)$$

Substituindo a equação (63) na equação geral do factor de carga $n = \frac{L}{W}$ obteremos:

$$n = \frac{(W \times \cos \theta) - \frac{W \times V^2}{g \times R}}{W} \quad \Leftrightarrow \quad n = \cos \theta - \frac{V^2}{g \times R} \quad (64)$$

$n = 0$ diz respeito a uma situação de imponderabilidade centrífuga

Envelope de Voo (Diagrama V-N)

Tomemos como referência a equação abaixo:

$$\frac{V_{S2}}{V_{S1}} = \sqrt{n} = \sqrt{\frac{1}{\cos \theta}}$$

em que:

V_{S1} representa a velocidade de perda em voo a 1 G

V_{S2} representa velocidade de perda com factor de carga diferente de 1 G

Esta equação mostra como a velocidade de perda aumenta com o aumento do factor de carga. Se um avião está a voar por exemplo a 4 G's a velocidade de perda aumentará para o dobro da velocidade de perda que

se verificaria a 1 G. Numa condição de voo a zero G's a velocidade de perda seria zero pois não haveria geração de sustentação.

Esta equação não se pode aplicar em condições de voo com factores de carga negativos, mas é possível um avião entrar em perda com factores de carga negativos.

A figura 108 mostra um diagrama V-n (envelope de voo), nele se relaciona a velocidade de perda com o factor de carga.

Estas curvas representam os factores de carga (N° de G's) que podem ser aplicados ao avião antes de ele entrar em perda, para qualquer velocidade. Estas linhas são chamadas de limites aerodinâmicos do avião, sendo impossível voar à esquerda destas curvas pois o avião nesta região está em perda.

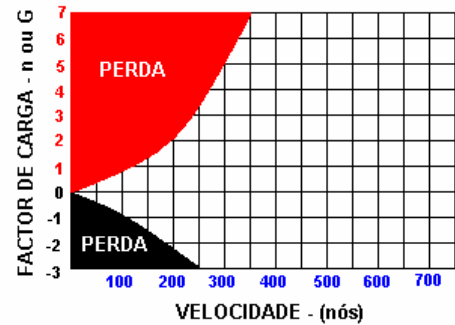


Fig. 108 – Diagrama V-n / envelope de voo

O diagrama V-n é então o meio mais adequado e vulgar para indicar as condições de carga nos aviões em consequência de manobra, rajadas de vento, etc., para os quais o avião deva ser projectado. No voo horizontal não acelerado em ar calmo, o avião é submetido a cargas normais ao seu eixo longitudinal, de tal grandeza que só equilibram a força gravitacional do seu peso. Esta condição é designada por voo de 1 G ou voo de $n = 1$.

Quer a subir, descer, em manobra ou por acção de rajadas de vento, entram em jogo forças adicionais, e consequentemente cargas adicionais são impostas sobre a estrutura. As rajadas verticais também impõem efeitos semelhantes por alterarem os ângulos de ataque relativos.

O projecto da estrutura tem de ter em conta estas condições de carga, claro que nos aviões civis não se espera que venham a se submetidos a condições de carga consequentes de manobras como as que são impostas no caso de se tratar de aviões de combate.

São os diagramas V-n que limitam as condições de carga que um avião poderá suportar. Um construtor ao garantir que um avião será capaz de realizar as missões para que foi desenhado, e que terá a vida útil projectada, obriga a que o avião voe dentro dos limites V-n, este diagrama define assim a envolvente (envelope) de voo a que o avião deve obedecer de modo a não exceder o factor de carga. Estes diagramas apresentam a forma que a seguir se indica.

Velocidades limites de operação

A estrutura tem que ser suficientemente forte para resistir às cargas normais de voo de nível, forças devidas à sustentação, resistência, impulso e peso, mas também às cargas devidas às manobras e voo em ar turbulento. A estrutura deve ainda ter suficiente rigidez para que fenómenos como inversão de ailerons, flutuações e divergência não ocorram dentro da gama de velocidades permitidas para o avião.

Em operação o avião deve portanto observar certos limites de velocidade, tanto mínimos como máximos. Os factores que condicionam esses limites são:

- Resistência estrutural do avião;
- Rigidez da estrutura;
- Adequado controlo do avião.

A resistência estrutural está associada à capacidade de o avião suportar cargas e a rigidez à capacidade da estrutura resistir à deformação devido às cargas sofridas.

É Importante antes e avançar, referir alguns termos essenciais para o desenvolvimento deste assunto:

Carga limite – Carga máxima que o avião pode suportar em serviço (figura 109).

Carga última – Carga de falha estrutural (figura 109)

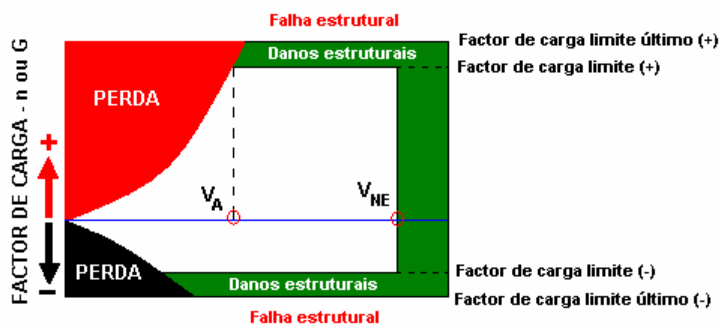


Fig. 109 – Factor de carga limite e limite último

Factor de segurança – Razão entre carga última e carga limite. Para estruturas de aeronaves o factor de segurança não deve ser inferior a 1,5.

O factor de segurança utilizado em estruturas de aeronaves é bastante inferior ao utilizado em outras estruturas.

Para que o peso dos componentes do avião seja mínimo o factor de segurança utilizado é menor. Por esta

razão é de extrema importância não serem excedidos os limites estruturais para que não haja deformação ou falha da estrutura.

Factor de carga (n) - Em voo de nível, desde que a sustentação iguale o peso, o factor de carga é 1. Se o avião estiver a manobrar de forma a que, por exemplo, a sustentação seja igual a duas vezes o peso, o factor de carga será 2 (manobra a 2 G's).

O limite de carga é dado em termos do factor de carga e a falha estrutural ocorre a um determinado valor de carga. Por exemplo, se a estrutura de um avião falha a 10 000 lbs e o avião pesa 4 000 lbs, o factor de carga de falha estrutural será de 2,5. Contudo se o avião pesar 5 000 lbs o factor de carga de falha estrutural será apenas 2.

Os factores de carga limite dependem da categoria do avião. Esses limites são:

- Aviões de categoria normal
 - Factor de carga positivo: entre 2,5 e 3,8
 - Para aviões de transporte modernos de alta velocidade o limite é 2,5
 - Factor de carga negativo: -1
- Aviões utilitários
 - Factor de carga positivo: 4,4
 - Factor de carga negativo: -1,76
- Aviões de acrobacia
 - Factor de carga positivo: 6
 - Factor de carga negativo: -3

Linha OA – Linha determinada com ângulo de ataque de $C_{L_{max}}$. Representa a variação da velocidade de perda com o factor de carga.

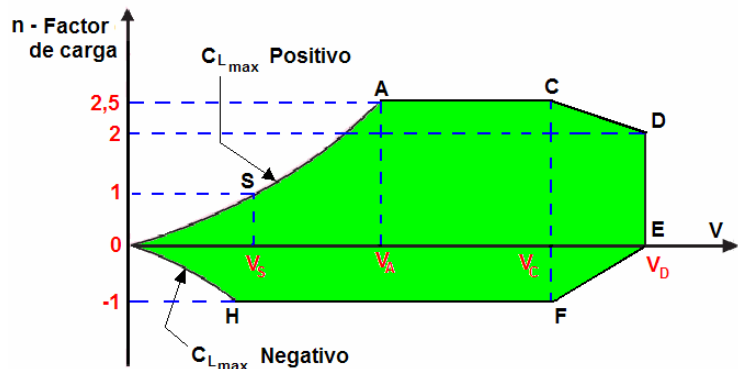


Fig. 110 – Envelope de manobra

Ponto S – Ponto correspondente à V_S em voo de nível (factor de carga = 1).

Ponto A – Ponto correspondente ao máximo factor de carga admissível. A velocidade correspondente a este ponto (V_A) é denominada **velocidade de manobra** (velocidade mínima com factor de carga máximo). Para velocidades inferiores à V_A a asa não produz força de sustentação que possa igualar ou ultrapassar o limite de carga. Para velocidades superiores à V_A o limite de carga pode ser excedido.

É necessário alguma atenção na realização de manobras a velocidades superiores à V_A (figura 111) para que não sejam provocadas deformações na estrutura da aeronave ou até falha estrutural, caso a carga última seja atingida.

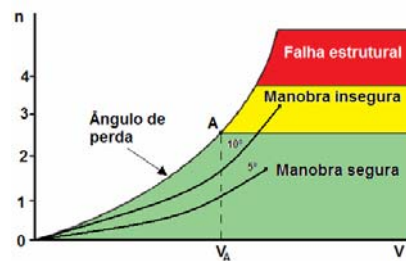


Fig. 111 – Relação manobra / velocidade de manobra (V_A)

A velocidade de manobra (V_A) aumenta com a raiz quadrada do factor de carga

$$V_A = V_{S1} \times \sqrt{n}$$

Exemplo: se a V_{S1} (velocidade de perda em voo a 1 G) for de 60 kt e o limite de carga for de 2,5, então a V_A será:

$$V_A = 60 \times \sqrt{2,5} = 95 \quad (\text{nós})$$

Ponto C – Corresponde à máxima velocidade de cruzeiro (V_C). Esta velocidade deve-se situar entre os 43 nós acima da velocidade mínima de voo em condições de rajada (V_B) e não ultrapassar $0,8 V_D$ (Velocidade máxima que o avião pode atingir).

Ponto D – Ponto de máxima velocidade que o avião pode atingir (V_D).

Linha OH – Linha de perda com cargas negativas

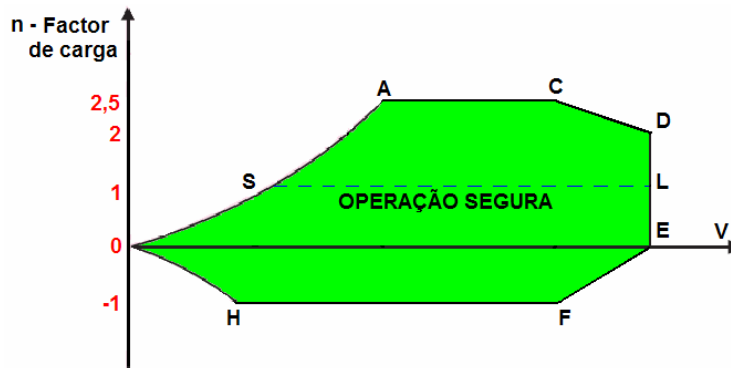


Fig. 112 – Envelope de manobra de segurança

Limites de velocidade operacionais

- Aviões com massa máxima à descolagem superior a 5 500 Kg

V_{MO} – Velocidade máxima a que o avião está autorizado a voar – Esta velocidade não deve ser superior à V_C e deve estar suficientemente abaixo da V_D de modo a que seja pouco provável atingir esta última em operação.

- Aviões com massa máxima à descolagem inferior a 5 500 Kg

V_{NE} é a velocidade máxima a que o avião está autorizado a voar ou velocidade a nunca exceder, o valor de V_{NE} está normalmente assinalado no velocímetro por uma linha radial vermelha.

V_{NO} – Máxima velocidade estrutural de cruzeiro A V_{NO} não deve ser superior a $0,89 V_{NE}$. A faixa do velocímetro entre os valores de V_{NO} e de V_{NE} está normalmente pintada de amarelo.

Carga de rajada

O avião é fabricado de modo a poder suportar rajadas verticais até determinada ordem. O valor destas cargas são função da velocidade de voo e o avião deve poder suportar os valores de rajada indicados na figura 113. Por exemplo, à velocidade de cruzeiro (V_C) o avião deve poder suportar rajadas verticais de 50 ft/s.

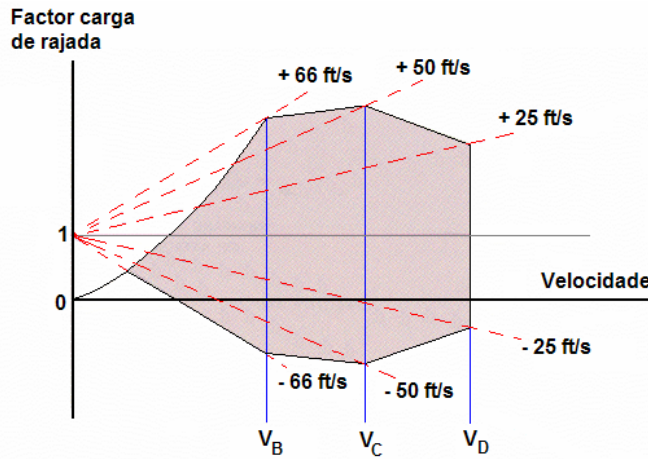


Fig. 113 – Envelope de rajada

Efeito da rajada vertical no factor de carga (n)

A rajada vertical pode afectar o factor de carga (n) através da variação do ângulo de ataque da asa (figura 114).

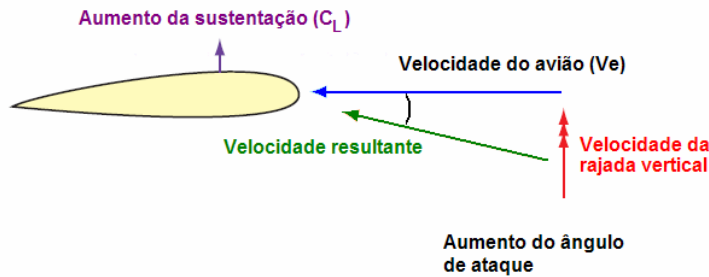


Fig. 114 – Aumento do ângulo de ataque por efeito de rajada

Se, por exemplo, à alteração de 1º de ângulo de ataque corresponder uma alteração de 0,1 no C_L e o avião estiver a voar em voo de nível com um C_L de 0,42, então:

$$n = \frac{0,42}{0,42} = 1$$

Se o ângulo de ataque aumentar 3º devido à rajada teremos o seguinte factor de carga:

$$n = \frac{(0,42) + (3 \times 0,1)}{0,42} = 1,7$$

Asas com baixa razão de aspecto (figura 115) ou em flecha têm menores valores de C_L e experimentando, por esse facto, menor aumento do factor de carga devido à rajada.

Fig. 115 – Variação do C_L em função da razão de aspecto da asa

Efeito da rajada vertical na perda

Se o ângulo de ataque for elevado (baixa velocidade) o seu incremento devido à rajada pode provocar a perda na asa. Existe uma velocidade mínima à qual o avião pode voar em segurança (sem risco de entrar em perda) em condições de rajada sendo designada por velocidade operacional em condições de rajada (V_{RA}).

A turbulência é definida através do valor de rajada. Para voo em condições de turbulência a velocidade escolhida deve poder evitar a perda e também que o limite de carga estrutural seja atingido. Deste modo a velocidade do avião deve ser:

- Suficientemente alta a fim de evitar a perda;
- Suficientemente baixa a fim de evitar danos estruturais.

Outros limites

Limitação de velocidade com trem de aterragem e flaps em baixo

Normalmente as estruturas das portas do trem de aterragem e dos flaps são mais ligeiras do que a estrutura da fuselagem do avião não podendo suportar cargas tão elevadas como esta última. Por esta razão são estabelecidas velocidades máximas às quais o avião pode voar com estes dispositivos estendidos (figura 116).

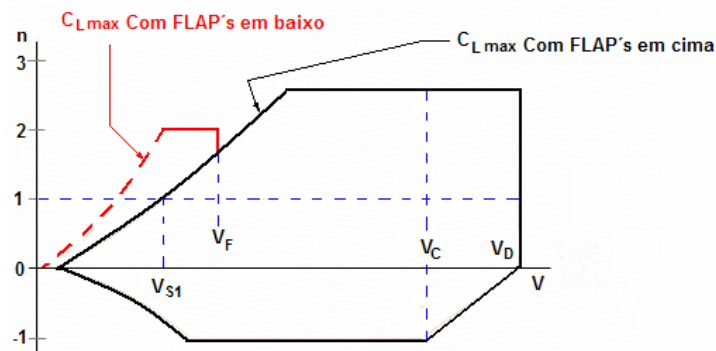


Fig. 116 – Envelope de voo com e sem flaps

Velocidade de operação do trem de aterragem (V_{LO})

Velocidade à qual se pode efectuar a extensão e retracção do trem de aterragem em segurança. Se a velocidade para extensão for diferente da velocidade para retracção são designadas as duas velocidades:

- $(V_{LO})_{EXT}$ – Velocidade de operação para extensão do trem;
- $(V_{LO})_{RET}$ – Velocidade de operação para retracção do trem.

Velocidade com trem de aterragem descido (V_{LE})

Velocidade à qual o avião pode voar em segurança com o trem de aterragem fixo na sua posição em baixo.

Limite de velocidade com flaps (V_F)

Máxima velocidade a que o avião pode voar com máxima extensão de flaps.

Os flaps são utilizados a fim de se reduzirem as distâncias de descolagem e aterragem e são usados quando a velocidade é relativamente baixa. Os mecanismos de operação e de fixação dos flaps à estrutura não são

fabricados de modo a poderem suportar as cargas provocadas por alta velocidade (alta pressão dinâmica).

Os flaps aumentam o $(C_L)_{\max}$ e diminuem a velocidade de perda, mas diminuem também o valor limite de carga estrutural podendo este limite ser atingido a menor velocidade.

Em condições de turbulência, se os flaps estiverem descidos, as rajadas verticais podem gerar elevadas forças de sustentação que por sua vez provocam grandes factores de carga que podem provocar a falha estrutural.

Nota

A extensão de flaps para penetração em turbulência aumenta a margem de perda (diminuição da V_S), mas a margem de limitação estrutural é também fortemente reduzida.

Cargas no solo

No solo as cargas são suportadas sobretudo pelo trem de aterragem. Este tem que suportar o peso do avião, as cargas exercidas durante a aterragem e as cargas devidas à deslocação do avião no solo (rolagem).

A aterragem deve suave de forma a não provocar danos no trem de aterragem e na estrutura da fuselagem e asas do avião onde aquele se encontra ligado.

Durante a rolagem deve haver precaução durante as voltas, estas devem ser efectuadas a velocidade reduzida, a fim de não ser sobrecarregado o trem do lado exterior à volta.

ESTABILIDADE E DINÂMICA DE VOO

INTRODUÇÃO

Para que um avião seja eficaz tem que ser estável, à excepção dos fenómenos de aeroelasticidade, vamos considerar o avião como um corpo rígido, isto é: ele vai rodar em torno do centro de gravidade (CG).

Um avião possui seis graus de liberdade de movimento em relação a três eixos perpendiculares entre si, logo para que seja globalmente estável terá que ser estável em relação a cada um dos eixos.

Diz-se que o avião é estável quando tem a tendência de regressar à situação de voo inicial, sem a ajuda do piloto, após ter sido perturbado por uma força externa. Em termos de estabilidade um avião deve possuir as seguintes qualidades:

- Estabilidade adequada para manter o voo uniforme;
- Estar habilitado a recuperar da influência de vários distúrbios;
- Estabilidade suficiente para minimizar a carga de trabalho do piloto;
- Resposta apropriada dos controlos de modo a que possa executar as performances para que foi projectado;

A estabilidade está sempre associada a equilíbrio, daí não podermos deixar de referir os possíveis tipos de equilíbrio:

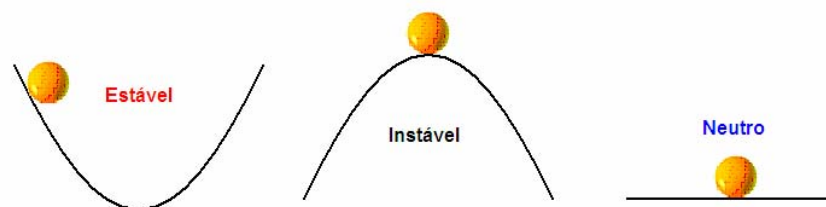


Fig. 117 – Tipos de equilíbrio

Tipos de Estabilidade

Existem dois tipos de estabilidade, a saber:

- Estabilidade estática
- Estabilidade dinâmica

Eixos e Graus de Liberdade

Os eixos a considerar são:

- **Eixo longitudinal** (linha imaginária que passa pelo centro de gravidade (CG), unindo o nariz do avião à cauda).



Fig. 118 – Eixo longitudinal

- **Eixo transversal ou lateral** (linha imaginária que passa pelo CG unindo a ponta duma asa à outra).



Fig. 119 – Eixo transversal ou lateral

- **Eixo vertical ou normal** (linha imaginária que passa pelo CG e é perpendicular ao plano definido pelos outros dois eixos).

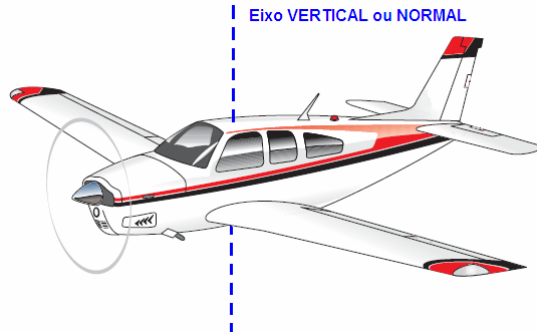


Fig. 120 – Eixo vertical ou normal

Podemos então dizer que um avião pode rodar em torno de cada um destes eixos em dois sentidos diferentes, o que lhe confere os referidos seis graus de liberdade (figura 121):

Rotação em torno do eixo transversal ou lateral – **picada**;

Rotação em torno do eixo longitudinal – **rolamento**;

Rotação em torno do eixo vertical – **guinada**;

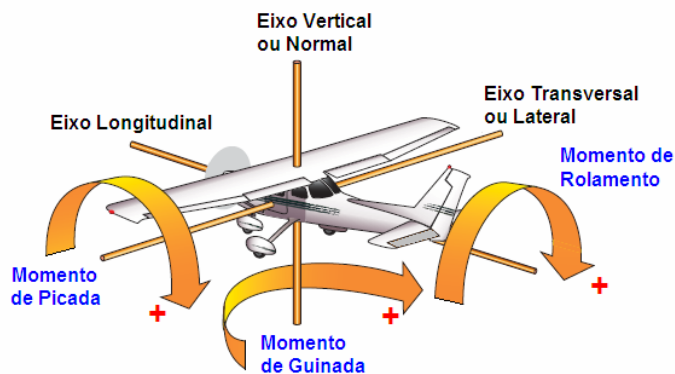


Fig. 121 – Eixos e momentos

ESTABILIDADE ESTÁTICA

A estabilidade estática pode ser definida como a tendência que um corpo possuirá depois de ter sido deslocado da sua posição de equilíbrio (um corpo está em equilíbrio em relação a um ponto quando o somatório de todas as forças e momentos, que actuam no corpo, é nulo – 1ª lei de Newton). A estabilidade estática pode ser ainda classificada de positiva, negativa e neutra.

Estabilidade Estática Positiva

Diz-se que um avião tem estabilidade estática positiva quando este tem tendência para regressar ao estado de equilíbrio que possuía antes da perturbação, após esta ter terminado (figura 122-a).

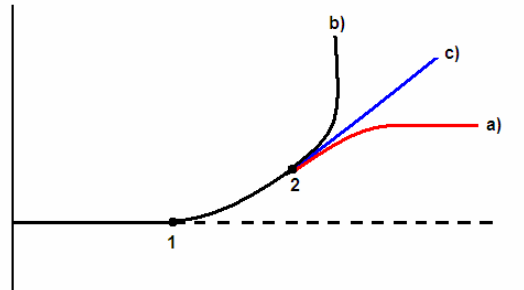


Fig. 122 – Estabilidade estática do avião após perturbação

Ponto 1 – Ocorrência da perturbação

Ponto 2 – Fim da perturbação

Estabilidade Estática Negativa

Um avião tem estabilidade estática negativa quando este tem tendência para se afastar cada vez mais do estado de equilíbrio que possuía antes da perturbação, após esta ter terminado (figura 122-b).

Estabilidade Estática Neutra

Diz-se que um avião possui estabilidade estática neutra quando este mantém a nova atitude que a perturbação lhe impôs, logo que esta termina (figura 122-c).

ESTABILIDADE DINÂMICA

O termo “dinâmico” relaciona-se com movimento e a estabilidade dinâmica refere-se ao movimento, ou variação da posição do avião, com o tempo. Se o avião for desviado do seu ponto de equilíbrio, o resultado do seu movimento durante um determinado período de tempo dá a indicação da sua estabilidade dinâmica.

Estabilidade dinâmica positiva – Um avião tem estabilidade dinâmica positiva quando a amplitude do seu movimento, em relação ao ponto de equilíbrio, diminui com o tempo.

Estabilidade dinâmica negativa – Diz-se que um avião tem estabilidade dinâmica negativa quando a amplitude do seu movimento, em relação ao ponto de equilíbrio, aumenta com o tempo.

Estabilidade dinâmica neutra – Um avião tem estabilidade dinâmica neutra quando a amplitude do seu movimento, em relação ao ponto de equilíbrio, permanece constante.

Ao considerar-se a estabilidade dinâmica temos que ter sempre em conta a estabilidade estática. As possibilidades de combinações entre os dois tipos de estabilidade (estabilidade estática e estabilidade dinâmica) são:

- Estabilidade estática e dinâmica positivas.
- Estabilidade estática e dinâmica negativas.
- Estabilidade estática e dinâmica neutras.
- Estabilidade estática positiva e dinâmica negativa.
- Estabilidade estática positiva e dinâmica neutra.

Geralmente um avião tem estabilidade estática positiva. Este facto não assegura por si só que o avião tenha estabilidade dinâmica positiva, mas a existência de estabilidade dinâmica positiva implica a existência de estabilidade estática positiva.

Movimento Não-Oscilatório

A característica não oscilatória na estabilidade dinâmica relaciona-se com o facto de que os dois tipos de estabilidade terem o mesmo sinal algébrico, vejamos:

Estabilidade estática e dinâmica positivas – Sempre que um avião possui estabilidade estática positiva e uma forte (positiva) estabilidade dinâmica, pode daí resultar uma estabilidade dinâmica positiva não-oscilatória, como se pode verificar na figura (123).

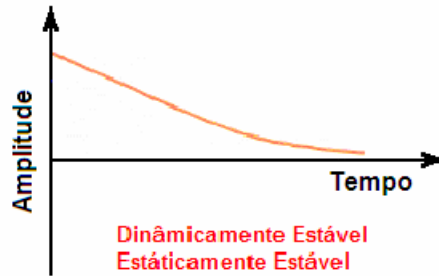


Fig. 123 – Estabilidade estática e dinâmica positivas

Um avião com estas características diz-se dinâmico e estaticamente estável. Este tipo de estabilidade é prejudicial para o avião pois toda a energia da perturbação é absorvida imediatamente pelo avião, o que pode levar a danos estruturais se esta perturbação for muito prolongada.

Estabilidade estática e dinâmica negativas – Se um corpo possui estabilidade dinâmica negativa e como já foi referido, um corpo possui estabilidade estática negativa quando tem tendência para se afastar da sua posição de equilíbrio inicial então se efectivamente assim acontecer diz-se que o corpo possui estabilidade dinâmica negativa não-oscilatória.

O avião é assim instável quer dinamicamente quer estaticamente, como se representa na figura 124.

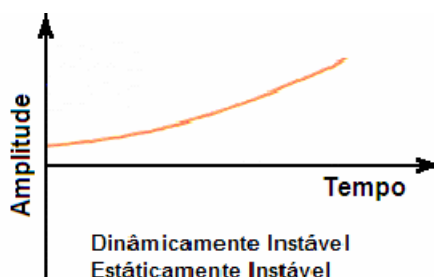


Fig. 124 – Estabilidade estática e dinâmica negativas

Estabilidade estática e dinâmica neutras – Se um corpo, uma vez deslocado da sua atitude inicial, mantiver a nova atitude, isto é, não se aproximar ou afastar da atitude inicial o corpo possui estabilidade dinâmica neutra não-oscilatória, se evidentemente possuir estabilidade dinâmica neutra. Sendo o avião neste caso neutro dinamicamente e estaticamente (figura 125).

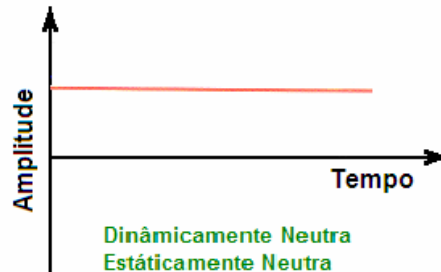


Fig. 125 – Estabilidade estática e dinâmica neutras

Movimento Oscilatório

Para que isto aconteça o corpo tem de possuir estabilidade estática positiva. Portanto, ao discutir-se os movimentos oscilatórios, os vários tipos de estabilidade dinâmica estão combinados com a estabilidade estática positiva.

Estabilidade estática e dinâmica positivas – Se um corpo depois de ter sido desviado da sua posição de equilíbrio, tem tendência para retornar à sua posição inicial ele é estável estaticamente.

Se analisarmos o movimento ao longo do tempo, como podemos observar pela figura 126, o corpo desloca-se para a posição de equilíbrio mas passando por esta, mas dado que possui estabilidade estática positiva tenderá novamente para o equilíbrio. Estas oscilações de amplitude decrescente continuarão até o corpo atingir o estado de repouso e equilíbrio.



Fig. 126 – Estabilidade estática e dinâmica positivas

Estabilidade estática positiva e dinâmica negativa – Se repararmos na figura 127 é visível que neste caso a amplitude das oscilações tende a aumentar, o corpo tem tendência permanente para se afastar da sua posição de equilíbrio de cada vez que por ela passa.

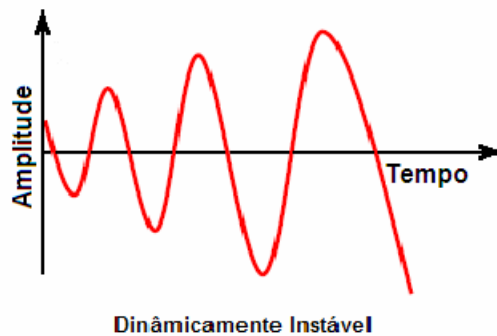


Fig. 127 – Estabilidade estática positiva e dinâmica negativa

Estabilidade estática positiva e dinâmica neutra – Da figura 128 podemos constatar que o corpo tem tendência a retornar à sua posição de equilíbrio, dado que é estável estaticamente, no entanto passa por essa posição continuamente e com amplitude constante, o que define o seu comportamento neutro em termos de estabilidade dinâmica.

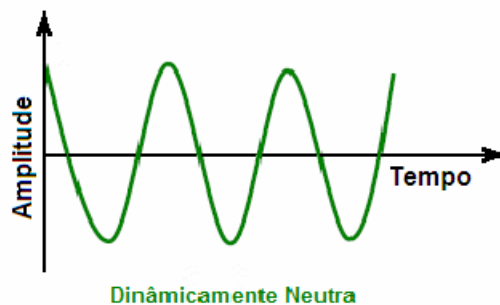


Fig. 128 – Estabilidade estática positiva e dinâmica neutra

ESTABILIDADE LONGITUDINAL

Estabilidade Estática Longitudinal

A estabilidade estática longitudinal diz respeito ao movimento do avião em torno do seu eixo transversal ou lateral (movimentos de picada). Um avião tem estabilidade estática longitudinal se tiver a tendência para manter um ângulo de ataque constante em voo, depois de ter sido compensado para esse ângulo de ataque.

Se for instável, após qualquer perturbação no momento de picada, tende a continuar o movimento de picada afastando-se do ângulo de ataque estabelecido. Se o avião tiver estabilidade estática longitudinal neutra, após qualquer perturbação no momento de picada, tende a manter o novo ângulo de ataque resultante dessa perturbação.

É importante que um avião tenha estabilidade estática longitudinal positiva. Neste caso será seguro e fácil de voar. Um avião estaticamente instável é praticamente impossível de compensar e requer uma atenção constante por parte do piloto.

C_M - Momento de picada:

- C_M positivo → nariz em cima
- C_M negativo → nariz em baixo

Equação do momento de picada

$$C_M = \frac{M}{q \times S \times \bar{C}} \Leftrightarrow M = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times C_M \times S \times \bar{C}$$

\bar{C} – Representa a corda média aerodinâmica (MAC)

Efeito da posição do centro de gravidade na estabilidade estática longitudinal e controlo em picada do avião

A estabilidade estática longitudinal é afectada pela posição relativa do centro de gravidade (CG) do avião e do centro de pressões (CP) da asa. Em lugar do CP pode ser considerado o centro aerodinâmico (CA). Existem então posições relativas para o CG e o CP:

- CG localizado atrás do CP;
- CG localizado á frente do CP;

No primeiro caso existe um momento de picada positivo (nariz em cima). No segundo caso existe um momento de picada negativo (nariz em baixo). Estes momentos são anulados (compensados) pelo momento gerado no plano de cauda.

Quando o CP se localiza à frente do CG a asa contribui negativamente para a estabilidade estática longitudinal.

Antes de avançar, importa definirmos alguns conceitos, relacionados com estabilidade, e importantes para o tema a tratar.

Ponto neutro (PN) – é a posição do CG do avião que lhe dá estabilidade estática longitudinal neutra (figura 129).

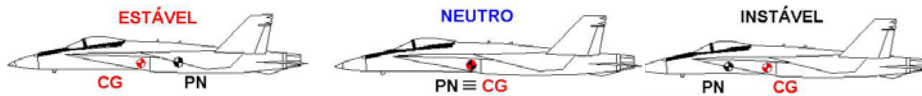


Fig. 129 – Estabilidade estática positiva e dinâmica neutra

Margem estática (ME) – É a distância entre a localização real do CG e a localização do ponto neutro adimensionalizada pela MAC.

$$ME = \frac{x_{PN} - x_{CG}}{\bar{C}} \times 100$$

- Para voar com segurança a $ME \geq 5\%$.
- Não esquecer que durante o voo a posição do CG varia devido ao consumo de combustível, largada de carga etc.

Aumento do valor do ângulo de ataque por efeito de rajada

Se a asa sofrer uma rajada vertical ascendente existe um aumento momentâneo do ângulo de ataque ($\Delta\alpha$) com um conseqüente aumento da força de sustentação (ΔL) sendo gerado um momento positivo de picada em torno do CG.

Mesmo que não houvesse deslocação do CG haveria um aumento do momento positivo de picada (nariz em cima) conforme podemos verificar na figura 130.

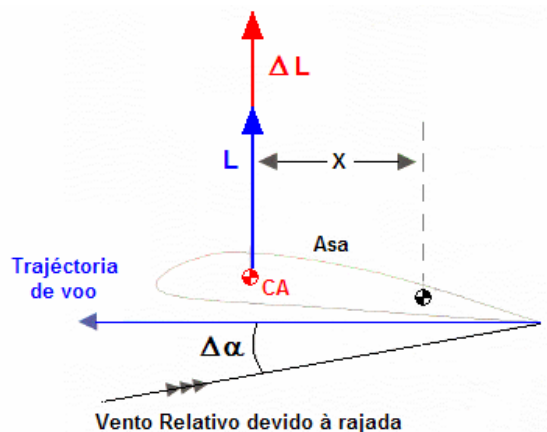


Fig. 130 – Aumento do ângulo de ataque devido à rajada

Este momento deverá ser compensado pelo momento gerado pelo plano de cauda (figura 131). Para que isto seja possível, o momento gerado neste plano por efeito de rajada, deverá ser ligeiramente superior ao gerado pela asa para que o avião tenha estabilidade estática longitudinal.

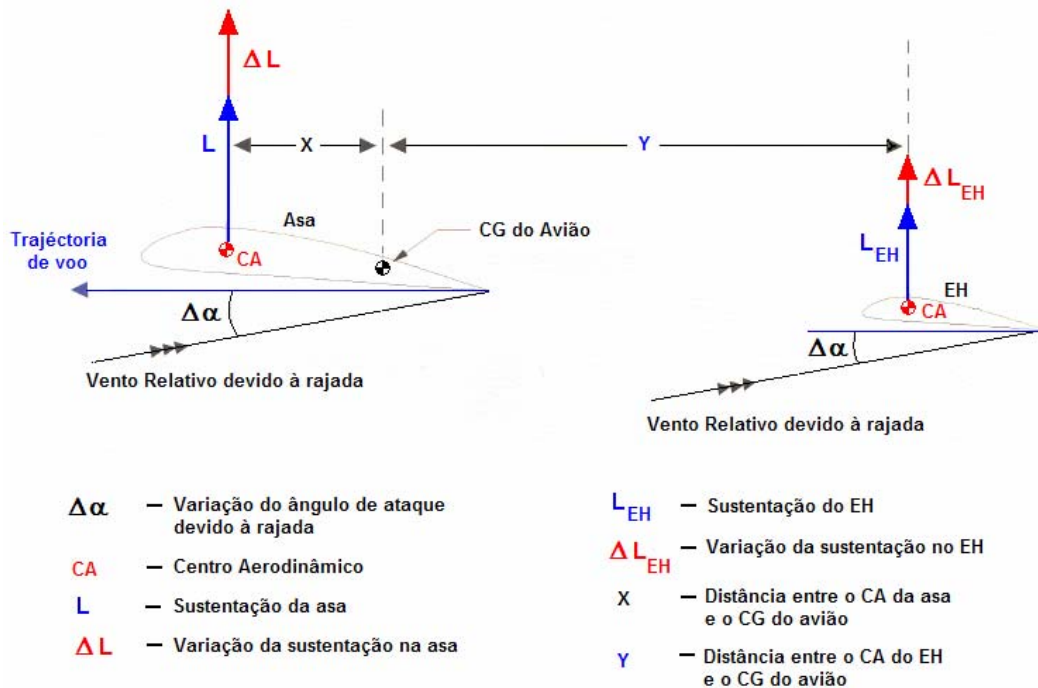


Fig. 131 – Compensação de momentos de picada em torno do CG

Se o CG se deslocar para trás (figura 132), em relação ao ponto de estabilidade estática longitudinal, existe um aumento do momento positivo de picada da asa e diminuição do momento gerado pelo plano de cauda. Se a soma dos momentos da asa e do plano de cauda for igual a zero, ponto neutro do centro de gravidade, a estabilidade longitudinal é neutra.

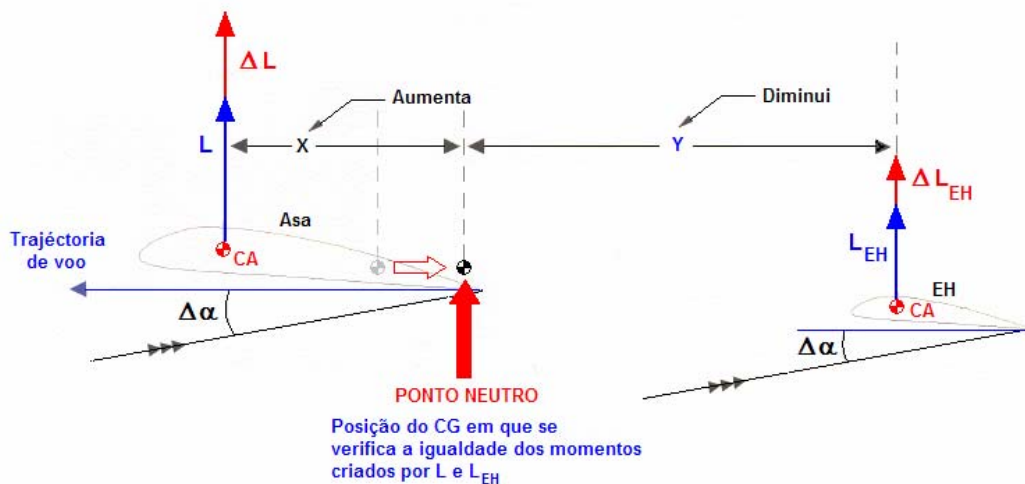


Fig. 132 – Deslocação do CG

Para que o avião mantenha uma estabilidade estática longitudinal mínima a deslocação do CG é limitada,

podemos verificar na figura 133 os limites do CG e a influência da posição destes no esforço no manche e consequentemente na facilidade ou dificuldade de controlo do avião.

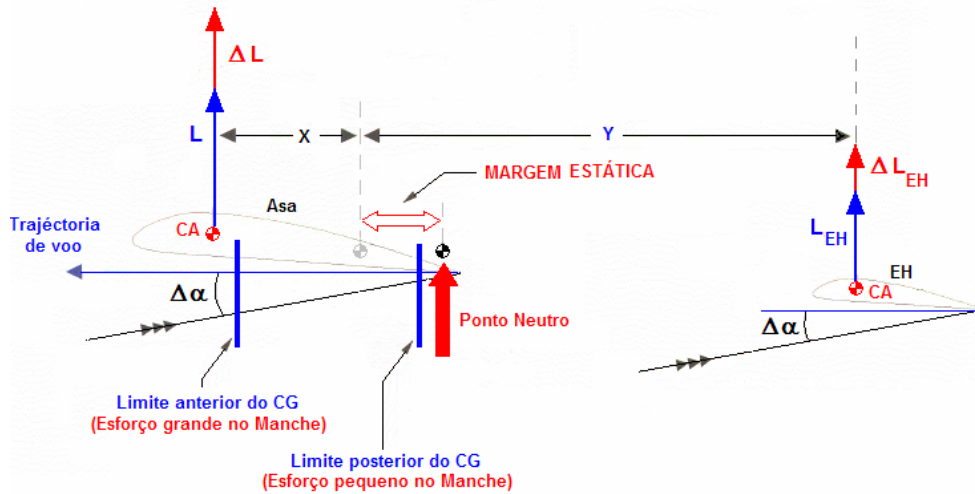


Fig. 133 – Margem de estabilidade estática e de controlo mínima

O avião deve possuir e manter a capacidade de responder aos movimentos das superfícies de controlo realizando a desejada condição de voo. Contudo, se o avião tiver elevada estabilidade estática longitudinal tem dificuldade em sair do ponto de equilíbrio (redução do controlo).

O controlo longitudinal global é determinado pelas condições de voo, manobra, aterragem e descolagem. O controlo mínimo requerido determina o limite anterior do CG. Assim, o limite anterior do CG é determinado pelo controlo mínimo requerido e o limite posterior pela estabilidade estática longitudinal mínima admissível.

Após tudo o que foi referido podemos concluir que a posição do CG ao longo do eixo longitudinal tem influência na estabilidade longitudinal.

Assim quanto mais à frente do avião estiver localizado o CG mais estável é o avião, ao passo de que quanto mais atrás mais instável será figura (134).

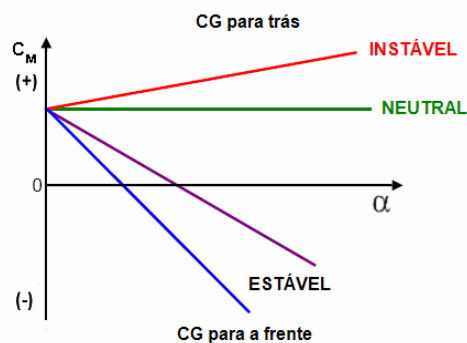


Fig. 134 – Posição do CG / Estabilidade estática longitudinal

Relação entre estabilidade estática e controlo

Como se pode verificar pela figura com o aumento da estabilidade estática positiva, isto é, mais estável é o avião, maior terá que ser o esforço exercido no manche, obviamente mais difícil o controlo.

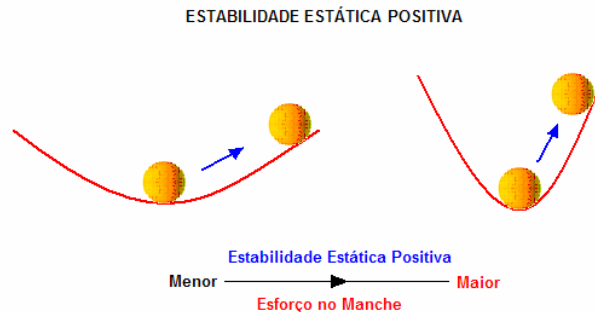


Fig. 135 – Estabilidade estática positiva / esforço no manche

Gráfico da estabilidade estática longitudinal

A estabilidade estática longitudinal depende da relação entre o ângulo de ataque e os momentos de picada e o seu gráfico (figura 136) resulta da contribuição dos diferentes componentes do avião para os momentos de picada.

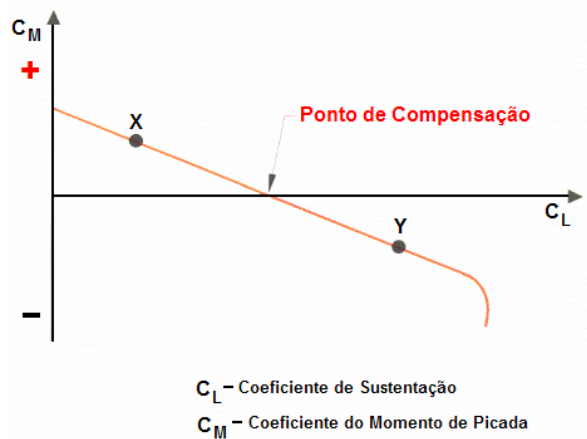


Fig. 136 – Estabilidade estática positiva / esforço no manche

Ponto de Compensação: $C_{MCG} = 0$ o avião não roda em picada

Analisemos os dois pontos do gráfico:

Avião a voar no **ponto X** sofre uma perturbação, fazendo com que o C_L diminua o avião tenderá a fugir do ponto de compensação (equilíbrio).

Como no ponto X o C_{MCG} é maior que zero, o que implica nariz em cima, logo o ângulo de ataque (α) aumenta o que provoca o aumento do C_L e assim contraria a perturbação levando o avião para o ponto de compensação, resultando em estabilidade.

Avião a voar no **ponto Y** sofre uma perturbação, fazendo com que o C_L aumente o avião tenderá a fugir do ponto de compensação (equilíbrio).

Como no ponto Y o C_{MCG} é menor que zero, o que implica nariz para baixo, logo α diminui e assim o C_L diminui contrariando a perturbação levando então o avião para o ponto de compensação, donde resulta novamente a estabilidade.

Variação do coeficiente do momento de picada (C_M) com o coeficiente de sustentação (C_L)

Na figura 137 estão representados três comportamentos distintos em termos de estabilidade estática longitudinal, ou seja três formas de variação do C_M com o C_L .

Vejamos, para um avião estável o coeficiente do momento de picada diminui com o aumento do coeficiente de sustentação, tendo variação inversa o avião instável, em que, para aumento do C_L o C_M aumenta também. Num avião com comportamento neutro em termos de estabilidade longitudinal verifica-se que o coeficiente de momento se mantém constante com aumentos do coeficiente de sustentação.

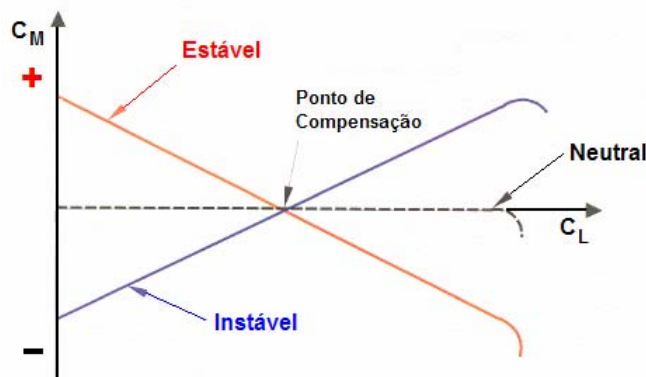


Fig. 137 – Variação do C_M com o C_L

Comparação entre a condição de estabilidade e instabilidade

Como podemos verificar (figura 138) um mesmo avião pode ter situações bem distintas em termos de estabilidade estática longitudinal, até determinado valor de ângulo de ataque (baixo) o avião é estável e o

grau de estabilidade também se altera como podemos ver pelos diferentes declives das tangentes às linhas de variação.

Para valores de ângulo de ataque maiores o avião torna-se instável, e com grau de instabilidade crescente à medida que aumenta o ângulo de ataque.

Neste caso particular o avião é estável a baixos ângulos de ataque, mas instável a grandes ângulos de ataque.

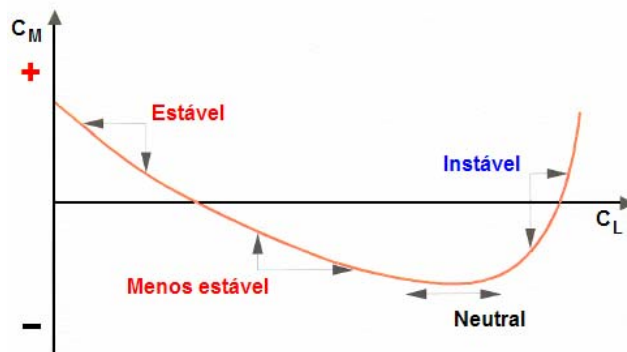


Fig 138 – Avião com tipo de estabilidade variável em função do ângulo de ataque

Contributo dos diferentes componentes do avião para a estabilidade estática longitudinal

Asa – A contribuição da asa para a estabilidade estática longitudinal depende em primeiro lugar da posição relativa entre o CA e o CG. O momento de picada devido a qualquer alteração do C_L será função da localização relativa destes dois pontos.

Se o CA está localizado à frente do CG a asa contribui negativamente para a estabilidade estática longitudinal. Se o CA está localizado para trás do CG o contributo é positivo.

A asa é a superfície aerodinâmica de maior preponderância, qualquer alteração da contribuição da asa produzirá uma mudança significativa na estabilidade do avião.

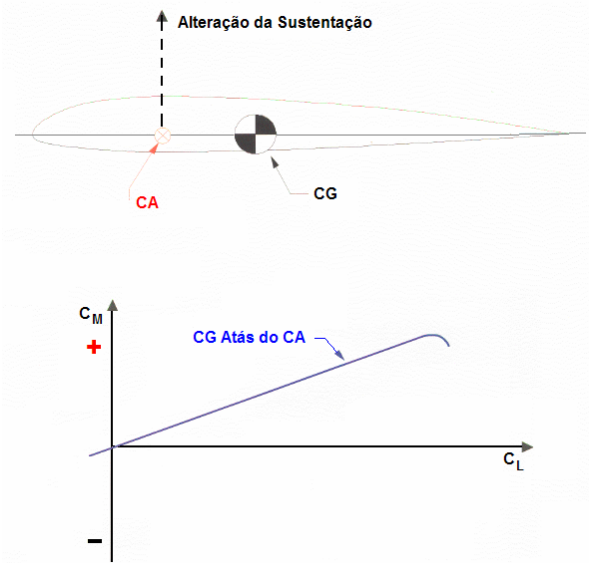


Fig. 139 – Contribuição da asa para a estabilidade estática longitudinal

A localização do CG atrás do CA contribui negativamente para a estabilidade estática longitudinal como se pode verificar na figura 139.

Vejamos, o CG está localizado atrás do CA, se de repente uma rajada de vento fizer rodar a asa para um ângulo de ataque maior, esse aumento fará aumentar a força de sustentação a actuar no CA.

Como o perfil roda em torno do CG o aumento de sustentação origina então um momento de picada positivo (nariz em cima), o que faz aumentar ainda mais o ângulo de ataque da asa e conseqüentemente a sustentação gerada, cada vez mais. Isto é uma situação de instabilidade.

No caso do CG estar localizado à frente do CA, e a asa for sujeita as mesmas solicitações do caso anterior, o aumento de sustentação provocará um momento de picada negativo (nariz em baixo), O ângulo de ataque irá diminuir logo fará diminuir a sustentação gerada, como resultado o avião tenderá para o equilíbrio inicial, estamos portanto perante uma situação de estabilidade.

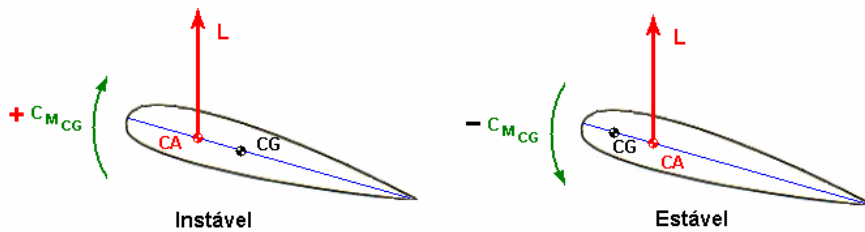


Fig. 140 – Posição relativa entre o CG e o CA e influência na estabilidade estática longitudinal

Fuselagem do avião e naceles dos motores – Um corpo simétrico num fluido perfeito, fazendo um ângulo de ataque positivo com as linhas de corrente do escoamento, desenvolve uma distribuição de pressões que cria um momento de picada positivo (puxar), mas nenhuma força resultante (anulam-se uma à outra).

É o caso da fuselagem e naceles dos motores. Logicamente o fluido não será perfeito nem o corpo perfeitamente simétrico, no entanto de uma forma geral a fuselagem e naceles dos motores produzem momentos de picada positivos com ângulos de ataque positivos, contribuindo negativamente para a estabilidade estática longitudinal.

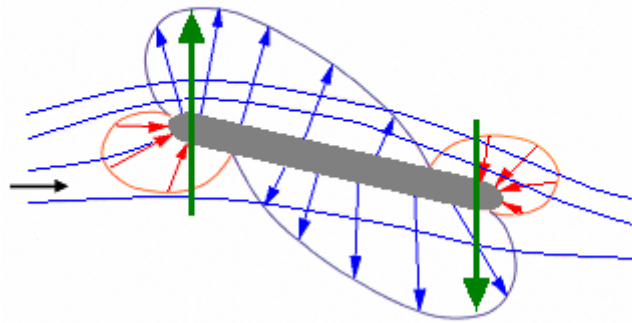
CORPO SIMÉTRICO (FUSELAGEM E NACELES)

Fig. 141 – Distribuição de pressões em torno de um objecto simétrico (fuselagem e naceles)

Estabilizador horizontal (EH) – O estabilizador horizontal é de perfil simétrico e está colocado bastante atrás do CG do avião, como perfil simétrico será capaz de produzir força de sustentação num sentido ou noutro (positiva ou negativa).

Portanto o CA do estabilizador horizontal (EH) está colocado atrás do CG do avião o que se traduz numa relação estável. É portanto a parte do avião que mais contribui para a estabilidade estática longitudinal, e o valor deste contributo depende:

- Da área do estabilizador.
- Da distância entre o CA do estabilizador e o CG do avião.

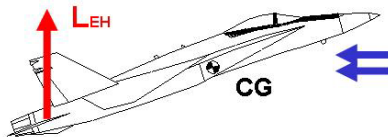


Fig. 142

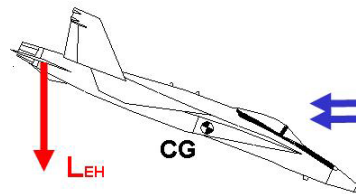


Fig. 143

Se o avião subir o nariz para um ângulo de ataque maior que o ângulo de compensação, como está indicado na figura 142, o aumento de ângulo de ataque no EH fará aumentar a sustentação (positiva) da cauda L_{EH} . Produz-se um momento de picada negativo (nariz para baixo) o que levará o avião a regressar ao ponto de compensação de equilíbrio.

No caso inverso (figura 143), isto é, a perturbação leva o avião a descer o nariz, para um ângulo de ataque negativo, resulta daqui uma diminuição da sustentação no estabilizador horizontal L_{EH} consequentemente a cauda vai baixar, e o avião tenderá para o ponto de compensação de equilíbrio.

Eixo de impulso – Se o eixo de impulso (linha de acção do vector representativo do impulso) estiver localizado acima do CG, um aumento da força propulsora criará um momento de picada negativo (figura 144).

O estabilizador horizontal terá de ser capaz de compensar também este momento. Terá que existir, portanto, capacidade de compensar o avião para qualquer regime de potência. Se o eixo de impulso estiver localizado abaixo do CG, serão criados momentos de picada positivos (momento de puxar), com os aumentos de força propulsora.



Fig. 144 – Eixo de impulso e o momento criado

Efeito da deflexão do leme de profundidade (elevator)

Não altera o comportamento do avião em termos comportamento característico estável ou instável, a única alteração que provoca (figura 145) é o deslocar do ponto de compensação como podemos ver na figura. Por exemplo para uma deflexão do elevator de 5° no sentido de puxar (nariz em cima) a compensação vai dar-se para um ângulo de ataque maior, ao contrário dum a deflexão negativa do elevator.

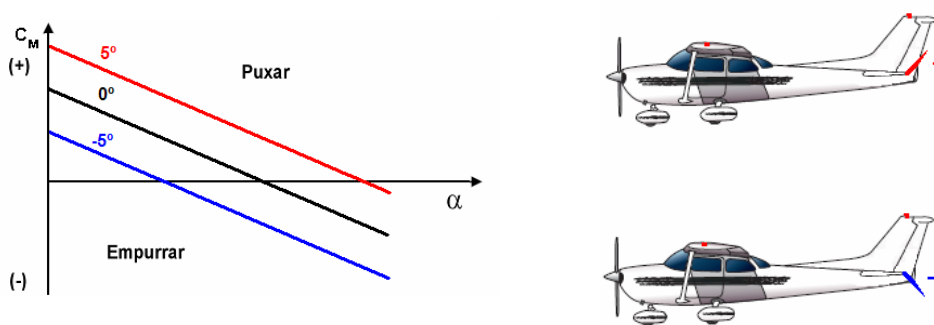


Fig. 145 – C_M / actuação do elevator

A deflexão do elevator vai alterar o valor do α para o qual o avião está compensado. O avião roda até atingir o novo ponto de compensação.

Combinação dos vários componentes do avião

Já se viu que a asa e a fuselagem na maioria dos casos desequilibra longitudinalmente o avião (figura 146), assim o EH terá que contribuir com estabilidade longitudinal suficiente para compensar as tendências desfavoráveis dos outros elementos.

Estes elementos estão combinados na figura abaixo, note-se a forte contribuição estável do EH e o resultado final (avião) também estável mas de menor tendência.

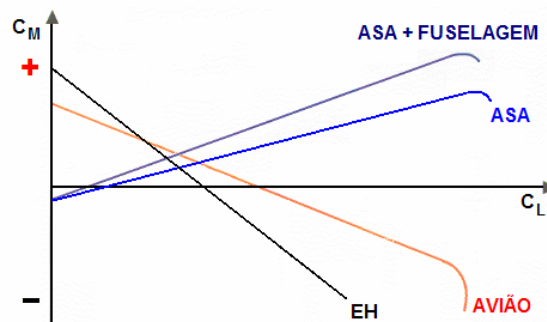


Fig. 146 - Contribuição dos vários componentes para a estabilidade estática longitudinal

Estabilidade Dinâmica Longitudinal

Em relação à estabilidade dinâmica longitudinal existem dois modelos de oscilação:

- Longo período de oscilação (fugóide)
- Curto período de oscilação

Longo período de oscilação (fugóide) – Este tipo de oscilação envolve variações notáveis:

- Na atitude de picada
- Na altitude
- Na velocidade

Contudo, o **ângulo de ataque permanece praticamente constante** (pequenas mudanças do factor de carga). A fugóide consiste numa troca gradual entre a energia potencial e a energia cinética à volta do mesmo equilíbrio de velocidade e altitude. O período de oscilação varia entre 1 a 2 minutos (figura 147) e é facilmente controlado pelo piloto sendo o amortecimento da amplitude da oscilação fraco.

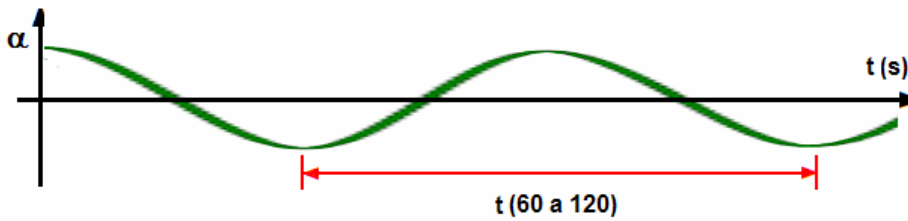


Fig. 147 - Longo período de oscilação

Curto período de oscilação – Este tipo de oscilação caracteriza-se por:

- Provocar grandes variações de ângulo de ataque (grandes alterações do factor de carga);
- Ocorrer a velocidade praticamente constante;
- Altos momentos de picada;
- Rápidas oscilações de picada;
- Rápida diminuição da amplitude das oscilações;
- Pequenos períodos de oscilação a alta pressão dinâmica e grande variação de ângulo de ataque podem provocar severas cargas "G";

Os pequenos períodos de oscilação, 1 a 2 segundos (figura 148), correspondem aproximadamente ao tempo de resposta do piloto. Existe a possibilidade de a tentativa do piloto para atenuar o movimento oscilatório o agravar ainda mais.

Este fenómeno é conhecido pelo aparecimento de **oscilações induzidas pelo piloto (PIO)**. As PIO podem provocar, em casos extremos, a destruição do avião. A **Atitude a adoptar** é largar os comandos e deixar que o avião estabilize por si mesmo.

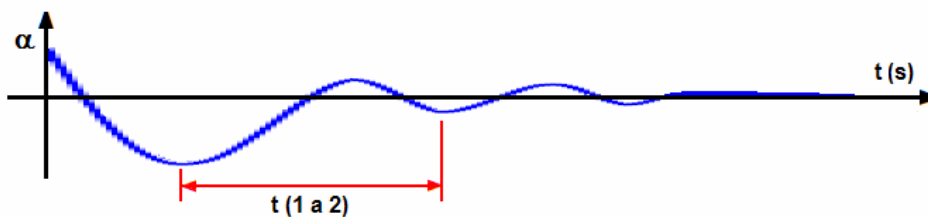


Fig. 148 - Curto período de oscilação

Dos dois modelos de estabilidade dinâmica longitudinal o de **maior importância é o de curto período de oscilação**, devido às cargas "G" que podem ser introduzidas e à possibilidade de ocorrerem as PIO.

ESTABILIDADE DIRECCIONAL

Definição

A estabilidade direccional refere-se ao comportamento do avião nos movimentos de guinada ou seja o movimento em torno do eixo vertical. Um avião com estabilidade direccional tende a retomar o equilíbrio inicial quando sujeito a qualquer perturbação externa, que provoque alterações na sua atitude direccional.

Momento de guinada (C_N) – Momento criado em torno do eixo vertical. Vamos considerar positivo quando o nariz do avião guina para a direita, e logicamente será negativo quando o nariz do avião guina para a esquerda.

Se a direcção do vento relativo for paralelo ao nariz do avião e ao longo do seu eixo longitudinal, o avião encontra-se numa situação de equilíbrio direccional.

C_N - Momento de guinada:

- C_N positivo → nariz para a direita
- C_N negativo → nariz para a esquerda

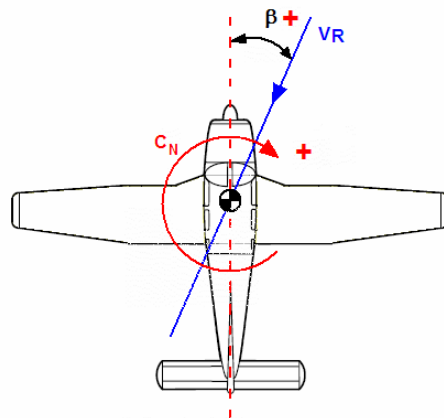


Fig. 149 – Avião a guinar

Equação do momento de guinada

$$C_N = \frac{N}{q \times S \times b} \Leftrightarrow N = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times C_N \times S \times b$$

b – representa a envergadura

Portanto, o sinal do coeficiente do momento de guinada C_N usa-se para indicar a direcção de todos os momentos de guinada produzidos pelos vários componentes do avião.

No entanto, se o avião tiver um ângulo de deslizamento positivo como no caso da figura 149, será preciso um momento de guinada positivo para que haja estabilidade estática direccional. Se o vento relativo vier da

direita o avião deverá ter tendência a guinar para a direita a fim de obrigar o vento relativo a alinhar com o nariz do avião e assim se obterem de novo as condições de equilíbrio.

O gráfico da figura 150 relaciona o coeficiente de momento de guinada C_N e o ângulo de deslizamento β dando-nos uma ideia da natureza e grau de estabilidade direccional dum avião.

Ângulo de Deslizamento ou Derrapagem (β)

É por definição o ângulo formado pelo eixo longitudinal do avião e pelo vector vento relativo. O ângulo será positivo se o vento relativo vier da direita pelo nariz do avião (figura 146). É negativo se o vento relativo vier da esquerda pelo nariz do avião.

Um avião pode ter estabilidade direccional positiva, negativa ou neutra. O que foi dito anteriormente para a estabilidade em termos gerais é válido também para a estabilidade direccional, isto é, o avião possui estabilidade direccional positiva se, quando submetido a uma perturbação exterior (vento lateral), guina de forma a alinhar o eixo longitudinal com o vento relativo.

O avião terá estabilidade direccional negativa ou neutra se, respectivamente, se afastar da atitude direccional inicial ou se manter a atitude direccional imposta pela perturbação externa.

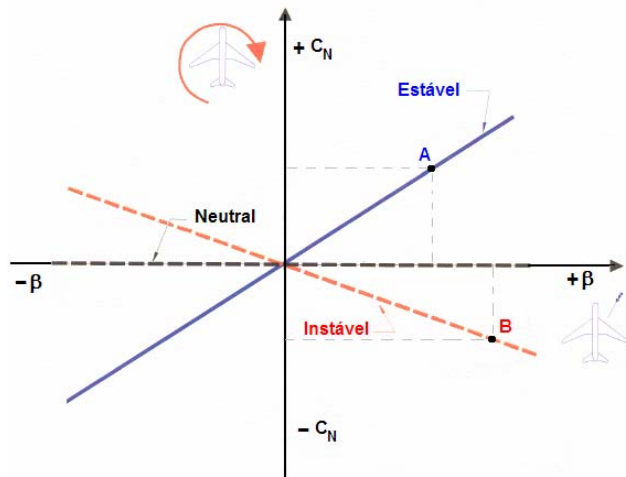


Fig. 150 - Gráfico da variação do C_N com β

Analisemos o gráfico da figura 150 mais em pormenor, a linha a azul diz respeito a um avião sempre estável direccionalmente, enquanto que a linha vermelha tracejada diz respeito a um avião instável direccionalmente, qualquer que seja o ponto que consideremos sobre estas linhas resultará sempre em estabilidade ou instabilidade direccional respectivamente.

Um avião no ponto A possui um ângulo de deslizamento β e um coeficiente de momento de guinada C_N ambos positivos, o C_N positivo confere-lhe uma tendência para guinar para a direita, o que corresponderá a uma diminuição do β , estamos então perante uma situação de estabilidade direccional.

Já o avião no ponto B possui um ângulo de deslizamento β positivo, e um coeficiente de momento de

guinada C_N negativo que lhe confere uma tendência para guinar para a esquerda, o que corresponderá a um aumento do β , tratando-se portanto duma situação de instabilidade direccional.

A configuração final dum avião terá sempre de ter um gráfico do C_N de gradiente positivo e cuja curva passa pela origem do eixo das coordenadas. A inclinação do gráfico indica-nos o grau de estabilidade ou instabilidade direccional do avião. Quanto maior for o declive da tangente à curva, maior será a estabilidade ou instabilidade direccional.

Contribuição das Partes dum Avião para a Estabilidade Direccional do Conjunto

Asas e naceles dos motores – A contribuição destes componentes é geralmente pequena. A contribuição da asa para a estabilidade direccional (figura 151) aumenta com o aumento da regressão alar (flecha). Devido à regressão alar o vento relativo encontra a asa do lado desse vento duma forma mais directa, reparemos na meia asa direita, esta recebe o V_r quase perpendicularmente, o que não acontece na meia asa esquerda, a direita produz assim uma maior resistência, o que origina um momento de guinada positivo em torno do CG.

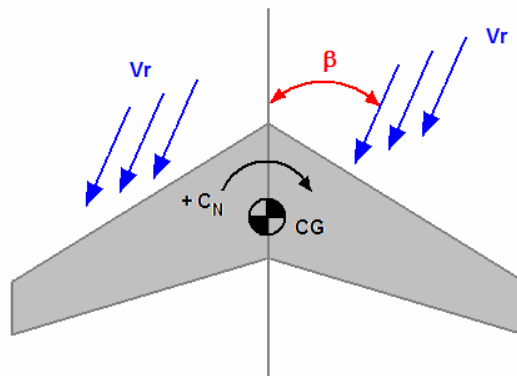


Fig. 151 – Efeito da regressão alar (flecha) na estabilidade direccional

Fuselagem – A fuselagem contribui negativamente (figura 152) para a estabilidade estática direccional (efeito similar ao produzido em relação à estabilidade longitudinal). O centro de pressões da fuselagem situa-se aproximadamente a $\frac{1}{4}$ do seu comprimento longitudinal, ou seja, à frente do CG provocando um efeito destabilizador. A área da fuselagem à frente do CG é superior à área à retaguarda deste.

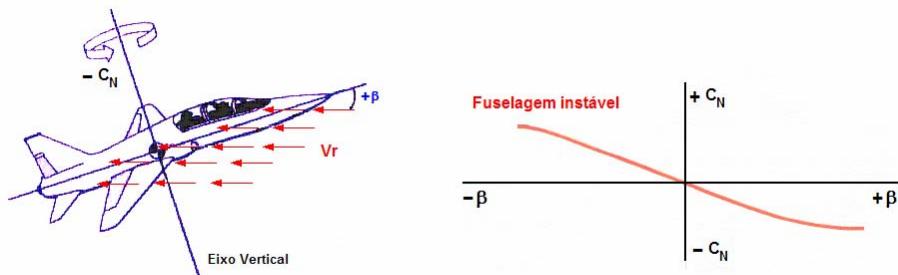


Fig. 152 – Fuselagem / estabilidade direccional

O vento que choca com a área à frente do CG tende a produzir um momento de guinada.

Estabilizador vertical (EV) – É o componente do avião que mais contribui para a estabilidade direccional.

Está colocado atrás do centro de gravidade do avião e o ângulo de deslizamento dá lugar à criação de uma força horizontal devida à sua configuração aerodinâmica. Esta força gera um momento estabilizador em torno do CG.

O momento estabilizador depende da distância do estabilizador ao CG do avião e da área da sua superfície (o aumento da superfície tem o inconveniente de aumentar a resistência parasita).

A altura do estabilizador pode ser diminuída adicionando-lhe um perfil (empenagem) dorsal (figura 154).

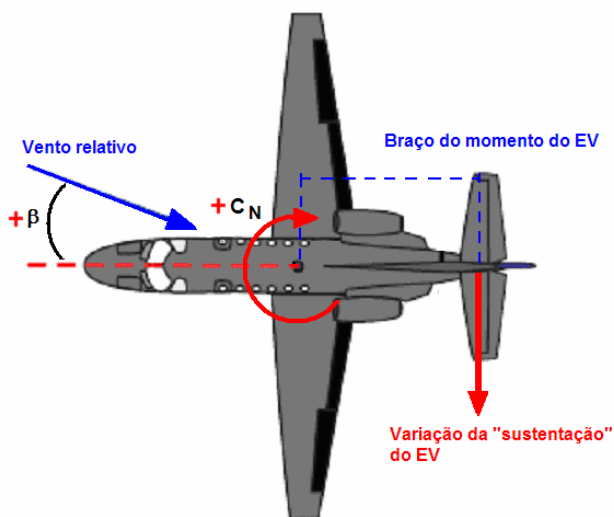


Fig. 153 – Estabilizador vertical / estabilidade direccional

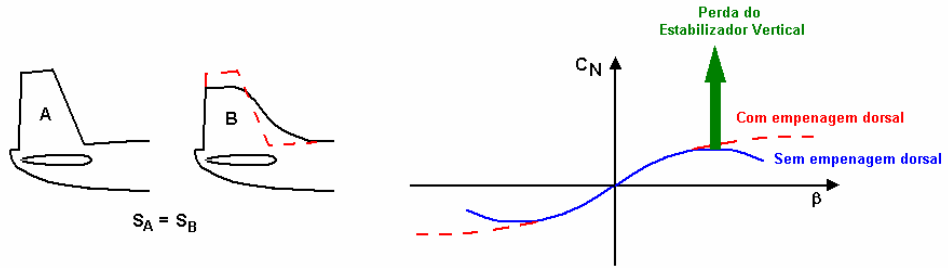


Fig. 154 – Influência da dorsal

A razão de aspecto do estabilizador é assim reduzida aumentando a sua eficiência a elevados ângulos de deslizamento (retarda a perda aerodinâmica).

Efeito da rotação do hélice (aviões monomotores)

A alta potência e baixa velocidade do fluxo de ar induzido pelo hélice roda em torno da fuselagem do avião e embate no estabilizador vertical (figura 155) produzindo um momento de guinada. Este momento tem que ser compensado pelo leme de direcção.

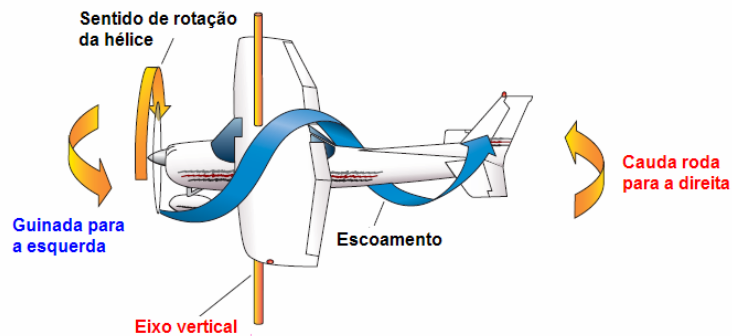


Fig. 155 - Fluxo de ar induzido pelo hélice

Efeito do ângulo de ataque

Para ângulos de ataque elevados a asa pode ter começado a entrar em perda.

O ar separado da asa está *aerodinamicamente morto* o que vai diminuir a efectividade do estabilizador vertical pois a sua capacidade de produzir forças é reduzida.

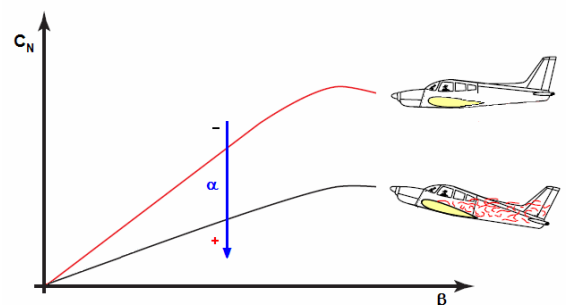
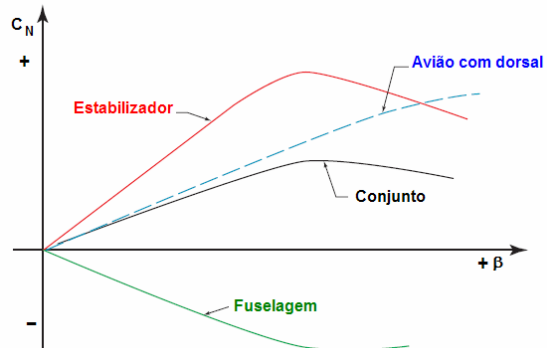


Fig. 156 – efeito do ângulo de ataque no C_N

Combinação dos vários componentes do avião

O resultado da contribuição dos vários componentes apresenta-se na figura abaixo (157).

Fig. 157 - Contribuição dos vários componentes para a estabilidade direccional



ESTABILIDADE LATERAL

Definição

A estabilidade lateral do avião diz respeito ao equilíbrio deste em torno do eixo longitudinal ou seja movimentos de rolamento ou pranchamento.

É de extrema importância e ainda na fase de projecto dar especial atenção ao desenho das asas, pois além de serem o principal elemento gerador de sustentação do avião, são também as suas principais superfícies de estabilidade lateral.

Momento de rolamento ou pranchamento (C_L) – Momento criado em torno do eixo longitudinal (figura 156). Vamos considerar positivo quando o pranchamento é para a direita (baixa a asa direita), o pranchamento para a esquerda (baixa a asa esquerda) será indicado por um sinal negativo.

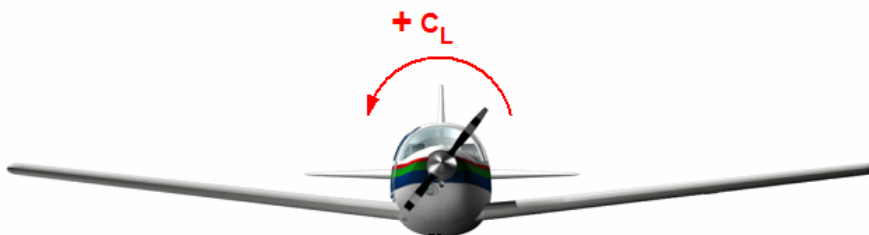


Fig. 158 – Momento de rolamento

C_L - Momento de rolamento:

- C_L positivo → asa direita em baixo
- C_L negativo → asa esquerda em baixo

Equação do momento de rolamento

$$C_L = \frac{L}{q \times S \times b} \Leftrightarrow L = \frac{1}{2} \rho \times V^2 \times C_L \times S \times b$$

b – representa a envergadura

Derrapagem Devido ao Baixar da Asa

Quando o avião prancha para um dos lados (a asa baixa desse lado) o vector da sustentação L inclina-se para esse lado dando lugar a uma força horizontal L_H (componente da sustentação) que faz com que o avião derrape no sentido dessa força.

Vejamos um exemplo concreto, o avião prancha para a direita (figura 159) logo baixa a asa direita. Surge a componente horizontal da sustentação L_H , levando o avião a derrapar para a direita.

Este movimento de derrapagem para a direita combinado com o movimento de avanço do avião produz um ângulo de derrapagem β positivo, vento relativo vem da direita.

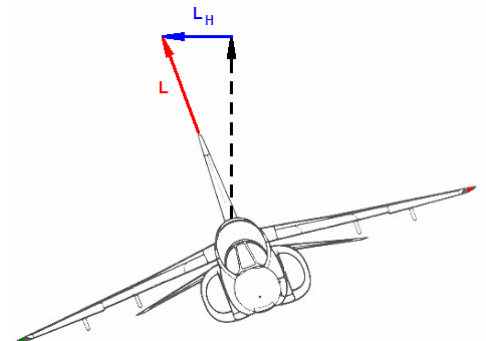


Fig. 159 – Avião em rolamento

Diedro

Diedro (figura 160) é o ângulo formado pelo plano que contém a asa e um plano horizontal ou melhor um plano que contenha o eixo transversal e longitudinal. A inclinação da asa para cima forma um ângulo de diedro positivo. A inclinação para baixo forma um ângulo de diedro negativo (anedro).



Fig. 160 – Diedro

Efeito do diedro

Se o ângulo de diedro for positivo e, por exemplo, o avião descer a asa direita o ângulo de ataque desta asa é maior que o ângulo de ataque da asa que sobe (esquerda). Assim, a asa que desce desenvolve mais sustentação gerando um momento de enrolamento negativo que tem um efeito estabilizador.

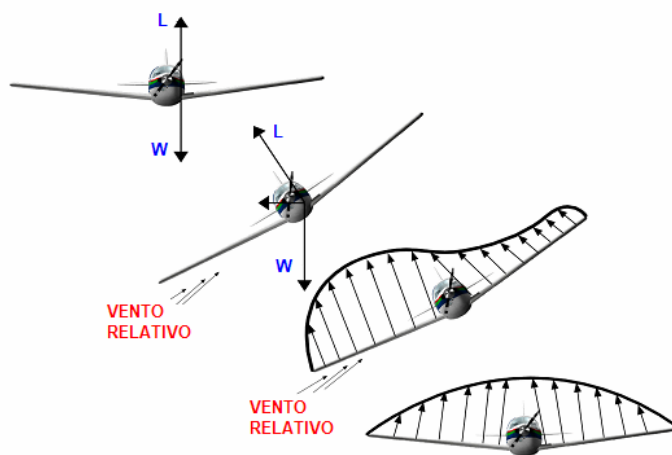


Fig. 161 – Efeito do diedro

Efeito do tipo de asa, alta ou baixa

Se a asa estiver colocada numa posição elevada (figura 162) em relação à fuselagem (asa alta) o CG do avião fica localizado abaixo do centro de pressões (CP).

Este facto origina um efeito pendular estabilizador equivalente a um ângulo de diedro positivo de 2 a 3°. Inversamente a configuração de asa baixa (CG acima do CP) é instável e equivale a um ângulo de diedro negativo (anedro) de 1 a 3°.

Normalmente os aviões de asa baixa têm grandes ângulos de diedro e os aviões com asa alta podem ter necessidade de anedro.

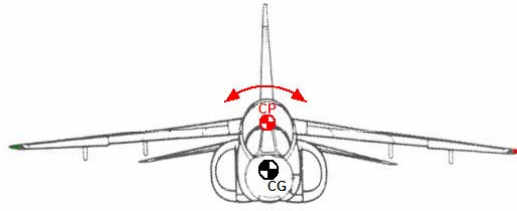


Fig. 162 – Efeito do tipo de asa

Efeito da regressão alar (asa em flecha)

Se o avião tiver asas em flecha (figura 163), a asa que desce (lado para o qual se dá a derrapagem) desenvolve mais resistência, mas também mais sustentação. Este facto provoca um momento de enrolamento de sentido contrário ao do deslizamento que leva ao equilíbrio lateral do avião.

O efeito da regressão alar é semelhante ao produzido pelo ângulo de diedro positivo e denomina-se frequentemente por **efeito de diedro da regressão alar**.

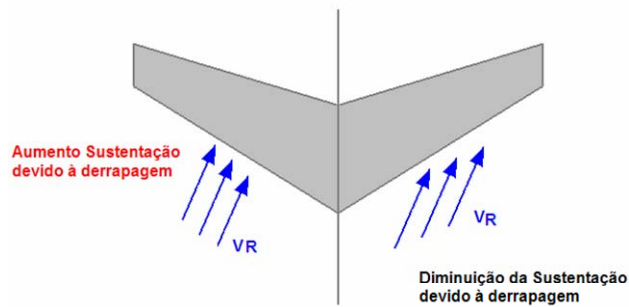


Fig. 163 – Asa em flecha / estabilidade lateral

Efeito do estabilizador vertical (EV)

A força lateral que se desenvolve no estabilizador vertical constitui uma influência positiva uma vez que este se situa acima do CG. A contribuição do estabilizador vertical é normalmente muito pequena.

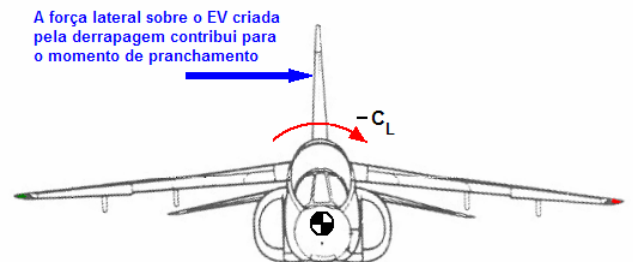


Fig. 164 – Efeito do estabilizador vertical na estabilidade lateral

Estabilização

Para compreendermos perfeitamente como se dá a estabilização lateral, temos que ter em conta que o vento relativo actua aqui tridimensionalmente, isto é, na figura abaixo é apenas visível o VR actuando nas asas a partir do lado esquerdo, dado que o avião está a derrapar para a direita.

No entanto o avião também a avançar, logo teremos que considerar também o vento relativo devido à velocidade de avanço do avião. O aspecto importante a ter em conta prende-se com o facto de que a asa que baixa possui um ângulo de ataque maior do que a asa que sobe.

É perfeitamente conhecido que a um ângulo de ataque maior corresponderá uma maior sustentação, consequentemente dá origem a um momento negativo (asa direita sobe) o que fará voltar o avião à sua altitude anterior de equilíbrio lateral (figura 165).

O diedro negativo (anedro) produz uma reacção inversa. Uma derrapagem positiva gerará um momento positivo e portanto instabilidade.

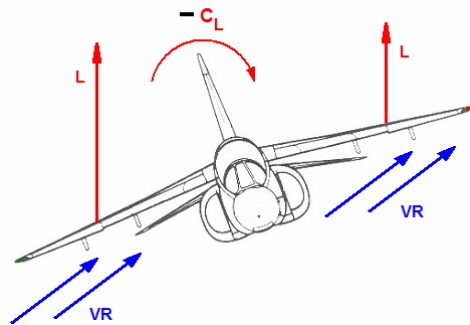


Fig. 165 – Estabilização lateral

O que foi dito anteriormente para a estabilidade em termos gerais é válido também para a estabilidade lateral, isto é, um avião pode ter estabilidade lateral positiva, negativa ou neutra, ele possuirá estabilidade lateral positiva (figura 166) se, quando submetido a uma perturbação exterior, prancha de modo a retomar a sua atitude inicial.

O avião terá estabilidade lateral negativa (figura 167) ou neutra (figura 168) se, respectivamente, se afastar da atitude lateral inicial ou se mantiver a atitude lateral imposta pela perturbação exterior.

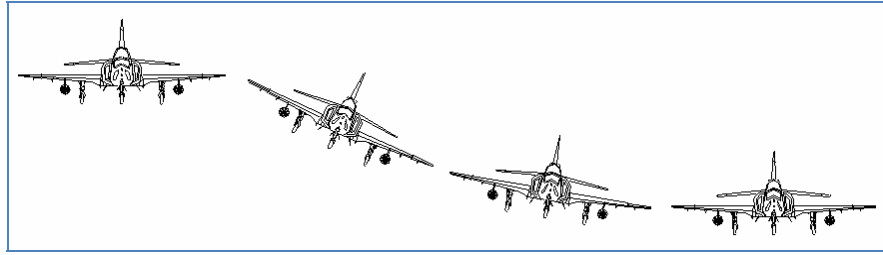


Fig. 166 - Avião com estabilidade estática lateral positiva

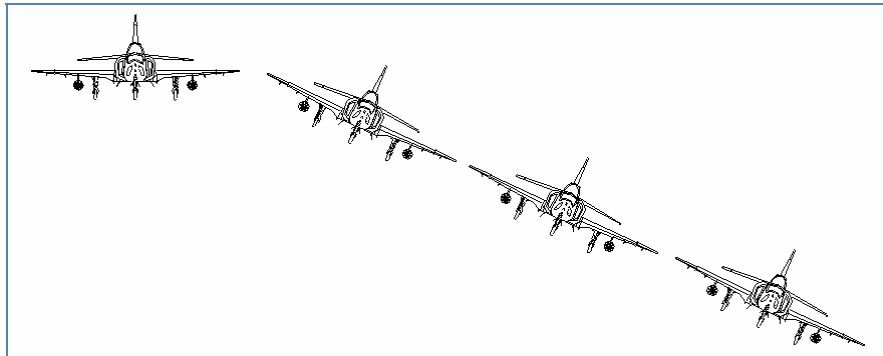


Fig. 167 - Avião com estabilidade estática lateral neutra

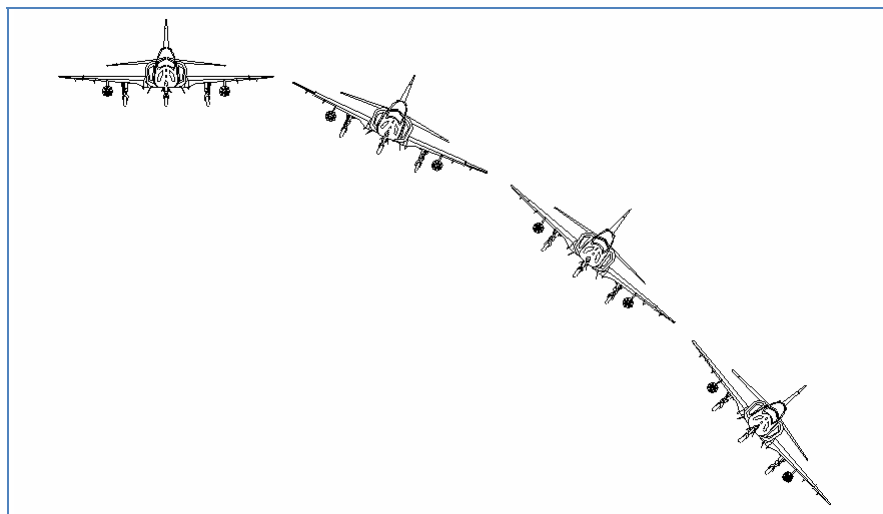


Fig. 168 - Avião com estabilidade estática lateral negativa

Conclusão

O avião no seu conjunto deve ter estabilidade lateral positiva. Alguns componentes podem ter estabilidade lateral negativa, mas esta deve ser compensada pelos momentos estabilizadores de outros componentes. Uma excessiva estabilidade lateral pode ser indesejável pois dificulta as manobras combinadas com rolamento. O grau de estabilidade de um determinado avião será função da sua missão operacional.

Por exemplo um avião de caça por não precisa de ser tão estável como um avião de transporte. Isto está relacionado também com o grau de manobrabilidade que deve possuir para executar a sua missão.

Podemos então inferir que a manobrabilidade é mais ou menos o oposto à estabilidade. O avião de caça é menos estável. Isto no entanto, não significa que um caça seja instável.

Graficamente podemos então representar (figura 169) a variação do C_L com o β e de uma forma associada o comportamento, em termos de estabilidade lateral, do avião.

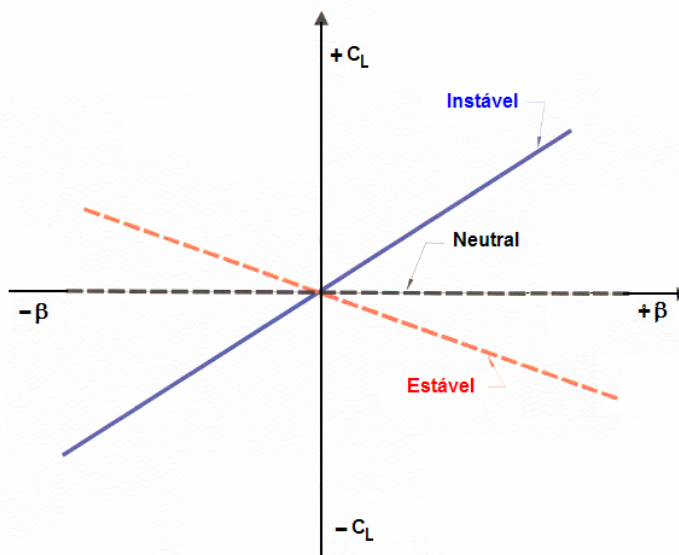


Fig. 169 – Gráfico da variação do C_L com β

Efeitos Combinados

Guinada adversa

Normalmente o avião guina na mesma direcção do enrolamento. Contudo, é possível que guine na direcção contrária (guinada adversa). Se, por exemplo o aileron da asa direita descer, o da asa esquerda sobe (figura 170) e o vento relativo efectivo na asa que sobe é o vector resultante do vento relativo da corrente livre e do vento relativo descendente devido ao movimento da asa para cima.

O vector sustentação resulta perpendicular ao vento relativo efectivo e inclinado para trás.

O vento relativo efectivo na asa que desce é o vector resultante do vento relativo da corrente livre e do vento relativo ascendente devido ao movimento da asa para baixo. O vector sustentação resulta perpendicular ao vento relativo efectivo e inclinado para a frente.

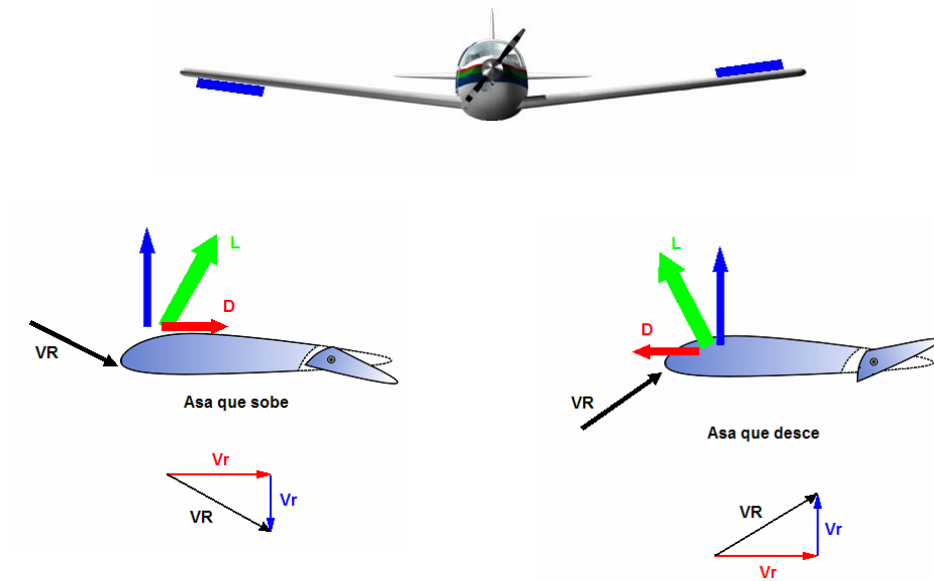


Fig. 170 – Actuação dos ailerons

O avião ao enrolar para a direita tem tendência para guinar para a esquerda e vice-versa.

Enrolamento adverso

Este tipo de enrolamento surge quando um avião guina. Aplicando o leme de direcção para a direita o avião guina para a direita dando origem a um ângulo de deslizamento negativo que produzirá um momento de enrolamento positivo (asa direita para baixo).

Outro factor que contribui para o enrolamento adverso é a diferença de velocidades de cada asa. Quando o avião guina para a direita a asa esquerda tem mais velocidade que a asa direita. Este aumento de velocidade aumenta a sustentação na asa esquerda o que faz com que o avião pranche enquanto a guinada durar.

O avião ao enrolar para a direita tem tendência para guinar para a esquerda e vice-versa.

Divergência direccional

A divergência direccional resulta de uma estabilidade direccional negativa que faz com que o avião aumente progressivamente o momento de guinada ao mais ligeiro movimento para a direita ou para a esquerda (figura 171-b).

Divergência em espiral

Este fenómeno existe quando a estabilidade direccional é muito grande quando comparada com a estabilidade lateral. Se o avião desce uma das asas gera um ângulo de deslizamento e, devido à sua forte estabilidade direccional, tenta corrigir-se direccionalmente antes de o fazer lateralmente “perseguido” a direcção do vento relativo. A linha de voo resultante desta correcção será uma espiral descendente (figura 171-a).

Para corrigir esta situação basta que o piloto levante a asa em baixo utilizando os ailerons e a espiral para automaticamente.

Como o movimento em espiral é lento e não existem oscilações, a espiral divergente é normalmente o processo usado para discriminar a relação entre a estabilidade lateral e a estabilidade direccional. Normalmente a estabilidade direccional de um avião é projectada de maneira a ser mais forte que a lateral.

Dutch Roll (oscilação lateral direccional)

Resulta do compromisso entre a divergência direccional e espiral. Quando a relação da estabilidade direccional e da estabilidade lateral se reduz abaixo do ponto em que aparece a espiral divergente, mas não alcança o ponto de divergência direccional, aparece o que se domina a **oscilação lateral direccional** (figura 171-c). Neste caso a estabilidade lateral é mais forte que a direccional.

Se o avião desliza para a direita a asa direita apresenta maior resistência que a esquerda e o avião tende a guinar para a direita. Ao mesmo tempo a asa direita desenvolve mais sustentação e o avião tende a enrolar para a esquerda.

Se o movimento não é controlado a asa direita ascendente produz deslizamento para a esquerda repetindo-se o processo atrás descrito, mas agora para o outro lado do avião.

Nota

A espiral divergente é tolerável, se a razão de divergência for baixa, em relação à divergência direccional.

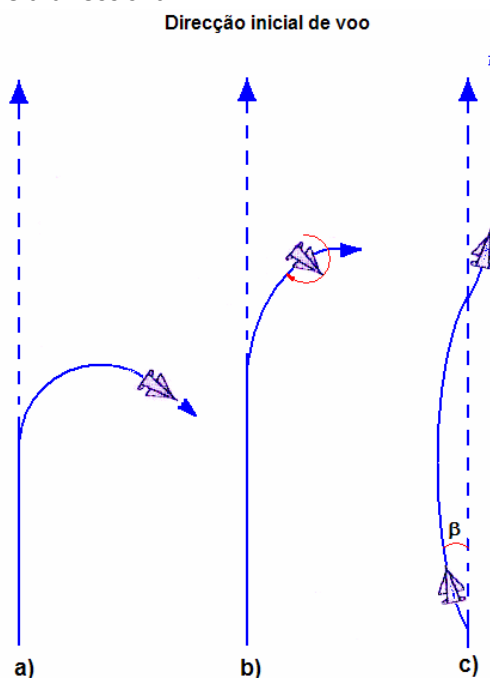


Fig. 171 – Efeitos combinados

Vrille

Nos primórdios da aviação, a vrille era normalmente fatal. Nessa altura os conhecimentos de aerodinâmica eram ainda muito limitados e o voo ainda não era perfeitamente compreendido na sua totalidade. O avião enrolava, guinava e deslizava ao mesmo tempo que entrava numa trajectória tipo saca-rolhas, e geralmente com cauda em cima, sem que se percebesse porquê. Ainda hoje alguns pilotos receiam o fenómeno vrille.

A maioria dos aviões actuais que podem entrar em vrille seguem uma trajectória em "saca-rolhas" embora existam algumas variantes no que diz respeito às atitudes associadas. Estas variantes dependem do projecto do avião sendo influenciadas por factores como a distribuição de peso ao longo do eixo longitudinal e transversal, localização do eixo de impulso, sistema de propulsão, sistema de controlo, posição do CG, etc.

São estes factores que determinam a percentagem de guinada e enrolamento associados à vrille e a eficiência dos dispositivos de controlo para a recuperação desta situação.

Condições para a existência da Vrille

Uma vrille pode então definir-se como sendo uma perda agravada que resulta em auto-rotação do avião. A condição necessária para o avião entrar em vrille é entrar em perda seguida de enrolamento. Existem três factores causadores do enrolamento:

- Manobra de pranchamento
- Carga assimétrica do avião
- Guinada ao entrar em perda

Manobra de pranchamento – Se, por exemplo, o avião entrar em perda quando estiver a pranchar para a esquerda pode entrar numa vrille para a esquerda se o movimento de inércia do enrolamento for suficientemente forte para fazer com que este continue.

Mas, se o pranchamento para a esquerda é devido a um exagerado ângulo de ataque da asa direita (aileron em baixo nesta asa) isto pode fazer com que a asa direita entre primeiro em perda e o enrolamento se dê para a direita.

Carga assimétrica do avião – Se o avião estiver com uma asa mais pesada que a outra, ao entrar em perda pode iniciar uma vrille no sentido da asa mais pesada devido ao efeito de ailerons (a asa mais pesada terá um ângulo de ataque mais elevado entrando em perda em primeiro lugar).

Guinada ao entrar em perda – Aviões com elevado efeito de diedro desenvolvem um acentuado momento de enrolamento sempre que existe deslizamento. Se o avião estiver a guinar com deslizamento, quando se dá a perda pode ter tendência a que esta se agrave e entre em vrille na direcção da guinada.

Vrille de auto-rotação e deslizamento

Na situação de vrille o avião está em perda e os ângulos de ataque das asas têm valores superiores ao ângulo crítico ou de perda. Além disso, os ângulos de ataque das duas asas variam à medida que o avião prancha.

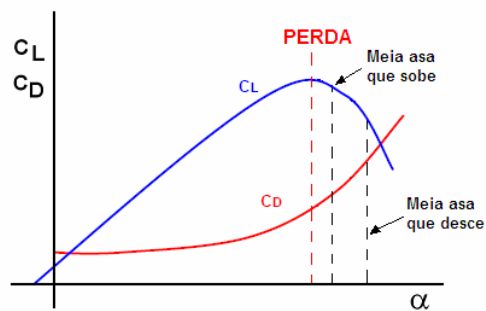


Fig. 172 – Sustentação e resistência das asas durante uma vrille

A asa que baixa tem um ângulo de ataque maior que o ângulo de ataque da asa que sobe e portanto menor sustentação.

Esta diferença de sustentação de uma asa para a outra mantém o enrolamento do avião. Por outro lado, a asa que baixa desenvolve mais resistência que a asa que sobe. Esta diferença dá origem ao momento de guinada do avião no sentido da asa que baixa.

Recuperação da Vrille

A recuperação de uma vrille varia consoante o tipo de avião. Genericamente, para se recuperar é necessário corrigir as condições que deram origem a que o avião entrasse em auto-rotação.

Num avião de asa direita com um sistema convencional de controlo consegue-se a recuperação reduzindo a potência, aplicando o leme de direcção no sentido contrário ao da vrille, até que a rotação acabe, e diminuindo o ângulo de ataque (coluna de controle para a frente) para recuperar da perda

Notas

- Alguns aviões são tão estáveis longitudinalmente que basta largar os dispositivos de controlo para que o avião recupere por si só.
- Normalmente os aviões ligeiros são projectados à prova de vrille possuindo uma grande estabilidade longitudinal e limitações de deflexão do leme de profundidade.
- Em geral, quanto maior for a massa do avião mais lento será o inicio da vrille, mas após o seu desenvolvimento a razão de vrille tende a aumentar.

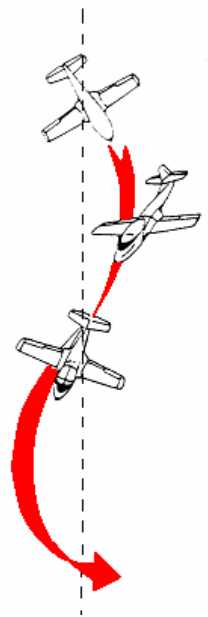


Fig. 173 – VRILLE para a direita

ANEXOS

ANEXO A – CONVERSÃO DE UNIDADES

COMPRIMENTO

Metro (m) 39,37 in
Kilómetro (Km) 1000 m
Pé (ft) 0,304 m
Polegada (in) 0,0254 m
Milha náutica (NM) 1,855 Km
Milha terrestre (milhas) 1610,3 m

MASSA

Kilograma (Kg) 0,0685 Slug
Grama (g) 0,0022 lb
Libra (lb) 0,453 Kg
Slug (slug) 32,165 lb

VOLUME

Centímetro cúbico (cm³) 0,0000353 ft³
Galão (USA) 3,78 l
Galão (Imperial) 4,54 l
Metro cúbico (m³) 1000 l
Decímetro cúbico (dm³) 1 l
Litro (l) 1000 cm³
Pé cúbico (ft³) 28328,6 cm³
Polegada cúbica (in³) 16,39 cm³

PRESSÃO

Atmosfera (atm) 101325 Pa
Milímetro de Mercúrio (mm Hg) 0,0013157 atm
Kilograma por centímetro quadrado (Kg / cm²) 0,968 atm
Milibar (mb) 0,000987 atm

Pound Square Inch (PSI) 0,06484 atm

Pascal (Pa) $9,866 \times 10^{-6}$ atm

Pound Square Foot (Psf) 47,8 Pa

VELOCIDADE

Kilómetro por hora (Km/h) 0,9113 ft/s

Nó 0,514 m/s

Pé por segundo (ft/s) 1,0973 Km/h

Pé por minuto (ft/min) 0,01829 Km/h

Milha (terrestre) por hora (mph) 1,61 Km/h

Metro por segundo (m/s) 1,94 nó

Milha Náutica por hora (NM/h) 1 nó

POTÊNCIA

Watt (W) 0,00134 HP

Joule por segundo (J/s) 1 W

Cavalo Vapor (CV) 0,9863 HP

Horsepower (HP) 1,0138 CV

Kilowatt (KW) 1000 W

ÁREA

Metro quadrado (m²) 10,76 ft²

Polegada quadrada (in²) 0,00694 ft²

Pé quadrado (ft²) $3,58 \times 10^{-8}$ mil²

ANEXO B – CONVERSÃO DE TEMPERATURAS

$$T_{\text{Kelvin}} = T_{\text{Celsius}} + 273,15$$

$$T_{\text{Kelvin}} = 0,555 \times (T_{\text{Fahrenheit}} + 459,67)$$

$$T_{\text{Kelvin}} = 0,555 \times T_{\text{Rankine}}$$

$$T_{\text{Celsius}} = 0,555 \times (T_{\text{Fahrenheit}} - 32)$$

$$T_{\text{Celsius}} = T_{\text{Kelvin}} - 273,15$$

$$T_{\text{Celsius}} = 0,555 \times T_{\text{Rankine}} - 273,15$$

$$T_{\text{Rankine}} = 1,8 \times T_{\text{Kelvin}}$$

$$T_{\text{Rankine}} = 1,8 \times T_{\text{Celsius}} + 491,67$$

$$T_{\text{Rankine}} = T_{\text{Fahrenheit}} + 459,67$$

$$T_{\text{Fahrenheit}} = 1,8 \times T_{\text{Kelvin}} - 459,67$$

$$T_{\text{Fahrenheit}} = 1,8 \times T_{\text{Celsius}} + 32$$

$$T_{\text{Fahrenheit}} = T_{\text{Rankine}} - 459,67$$

ANEXO C – PREFIXOS DO SISTEMA INTERNACIONAL

Prefixo	Factor	Extenso	Simbolo
Yotta	10^{24}	1 000 000 000 000 000 000 000 000	Y
Zetta	10^{21}	1 000 000 000 000 000 000 000	Z
Exa	10^{18}	1 000 000 000 000 000 000	E
Peta	10^{15}	1 000 000 000 000 000	P
Tera	10^{12}	1 000 000 000 000	T
Giga	10^9	1 000 000 000	G
Mega	10^6	1 000 000	M
Kilo	10^3	1 000	K
Hecto	10^2	100	h
Deca	10^1	10	da
UNIDADE		1	
Deci	10^{-1}	0,1	d
Centi	10^{-2}	0,01	c
Mili	10^{-3}	0,001	m
Micro	10^{-6}	0,000 001	μ
Nano	10^{-9}	0,000 000 001	n
Pico	10^{-12}	0,000 000 000 001	p
Fento	10^{-15}	0,000 000 000 000 001	f
Atto	10^{-18}	0,000 000 000 000 000 001	a
Zepto	10^{-21}	0,000 000 000 000 000 000 001	z
Yocto	10^{-24}	0,000 000 000 000 000 000 000 001	y

ANEXO D – VALORES DE REFERÊNCIA (SL)**PRESSÃO ATMOSFÉRICA**

$$p_0 = 2116,22 \text{ psf} = 1,01325 \times 10^5 \text{ N/m}^2 = 1,01325 \times 10^5 \text{ Pa} = 29,92 \text{ inHg} = 760 \text{ mmHg}$$

TEMPERATURA

$$t_0 = 518,67^\circ \text{ R} = 59^\circ \text{ F} = 288,15^\circ \text{ K} = 15^\circ \text{ C}$$

ACELERAÇÃO DEVIDA À GRAVIDADE

$$g_0 = 32,174 \text{ ft/s}^2 = 9,80665 \text{ m/s}^2$$

MASSA ESPECÍFICA

$$\rho_0 = 0,002377 \text{ slug/ft}^3 = 1,22505 \text{ Kg/m}^3$$

VISCOSIDADE CINEMÁTICA

$$\nu_0 = 1,5723 \times 10^{-4} \text{ ft}^2/\text{s} = 1,4607 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$$

VISCOSIDADE ABSOLUTA

$$\mu_0 = 1,2024 \times 10^{-5} \text{ lb/fts} = 1,7894 \times 10^{-5} \text{ Kg/ms}$$

VELOCIDADE DO SOM

$$\alpha_0 = 340 \text{ m/s}$$

ANEXO E – ALFABETO GREGO

	Maiúsculas	Minúsculas
Alfa	A	α
Beta	B	β
Gama	Γ	γ
Delta	Δ	δ
Epsilon	E	ε
Zeta	Z	ζ
Eta	H	η
Teta	Θ	θ
Iota	I	ι
Capa	K	κ
Lambda	Λ	λ
Miu	M	μ
Niu	N	ν
Csi	Ξ	ξ
Omicron	O	ο
Pi	Π	π
Ró	P	ρ
Sigma	Σ	σ
Tau	T	τ
Upsilon	Υ	υ
Fi	Φ	φ
Qui	X	χ
Psi	Ψ	ψ

ANEXO F – TABELA ATMOSFERA PADRÃO

ALTITUDE		PRESSÃO		TEMPERATURA		DENSIDADE		VELOCIDADE DO SOM		RAZÃO DE PRESSÕES	RAZÃO DE TEMPERATURAS	RAZÃO DE DENSIDADES	VISCOSIDADE CINEMÁTICA	
m	ft	Pa	Lbs/ft ²	°C	Fahrenheit	Kg/m ³	Slug/ft ³	m/s	mph	$\delta = \frac{P_1}{P_0}$	$\theta = \frac{T_1}{T_0}$	$\sigma = \frac{\rho_1}{\rho_0}$	m ² /s	ft ² /s
-1524	-5000	119543	2493,0	24,92	76,9	1,406	0,00273	346,2	774,5	1,180	1,303	1,1469	0,0001288	0,0001386
-1219	-4000	115929	2417,7	22,93	73,3	1,370	0,00266	345,1	771,9	1,144	1,242	1,1175	0,0001323	0,0001424
-914	-3000	112315	2342,3	20,95	69,7	1,334	0,00259	343,9	769,3	1,108	1,182	1,0881	0,0001356	0,0001460
-891	-2924	111458	2327,8	20,79	69,4	1,331	0,00258	343,8	769,1	1,100	1,177	1,0858	0,0001361	0,0001465
-610	-2000	108701	2286,9	18,97	66,1	1,298	0,00252	342,7	766,7	1,073	1,121	1,0587	0,0001394	0,0001500
-305	-1000	105088	2191,6	16,98	62,6	1,262	0,00245	341,6	764,1	1,037	1,061	1,0294	0,0001429	0,0001538
0	0	101325	2116,2	15,00	59,0	1,226	0,00238	340,4	761,5	1,000	1,000	1,0000	0,00001464	0,0001576
305	1000	97860	2040,9	13,01	55,4	1,190	0,00231	339,3	758,9	0,964	0,993	0,9711	0,0001499	0,0001614
610	2000	94351	1967,7	11,03	51,9	1,155	0,00224	338,1	756,3	0,930	0,986	0,9428	0,0001536	0,0001653
914	3000	90945	1896,6	9,06	48,3	1,121	0,00218	336,9	753,6	0,896	0,979	0,9151	0,0001573	0,0001693
1219	4000	87639	1827,7	7,08	44,7	1,088	0,00211	335,7	751,0	0,864	0,973	0,8881	0,0001612	0,0001735
1524	5000	84431	1760,8	5,09	41,2	1,056	0,00205	334,5	748,3	0,832	0,966	0,8617	0,0001650	0,0001776
1829	6000	81223	1693,9	3,11	37,6	1,024	0,00199	333,3	745,6	0,801	0,959	0,8359	0,0001694	0,0001823
2134	7000	78300	1632,9	1,13	34,0	0,993	0,00193	332,2	743,0	0,772	0,952	0,8106	0,0001736	0,0001869
2438	8000	75373	1571,9	-0,85	30,5	0,963	0,00187	330,9	740,3	0,743	0,945	0,7860	0,0001780	0,0001916
2743	9000	72535	1512,7	-2,83	26,9	0,933	0,00181	329,7	737,6	0,715	0,938	0,7620	0,0001826	0,0001965
3048	10000	69784	1455,3	-4,81	23,3	0,905	0,00176	328,5	734,9	0,688	0,931	0,7385	0,0001872	0,0002015
3353	11000	67118	1399,7	-6,79	19,8	0,877	0,00170	327,3	732,2	0,661	0,924	0,7156	0,0001920	0,0002067
3658	12000	64535	1345,9	-8,77	16,2	0,849	0,00165	326,1	729,4	0,636	0,918	0,6932	0,0001970	0,0002121
3962	13000	62034	1293,7	-10,76	12,6	0,822	0,00160	324,9	726,7	0,611	0,911	0,6713	0,0002022	0,0002177
4267	14000	59611	1243,2	-12,74	9,1	0,796	0,00155	323,6	723,9	0,587	0,904	0,6500	0,0002075	0,0002234
4572	15000	57266	1194,3	-14,72	5,5	0,771	0,00150	322,4	721,2	0,564	0,897	0,6292	0,0002131	0,0002294
4877	16000	54996	1146,9	-16,70	1,9	0,746	0,00145	321,2	718,4	0,542	0,890	0,6090	0,0002188	0,0002355
5182	17000	52799	1101,1	-18,68	-1,6	0,722	0,00140	319,9	715,6	0,520	0,883	0,5892	0,0002247	0,0002419
5486	18000	50674	1056,8	-20,66	-5,2	0,698	0,00135	318,7	712,8	0,499	0,876	0,5699	0,0002309	0,0002485
5791	19000	48619	1013,9	-22,64	-8,8	0,675	0,00131	317,4	710,0	0,479	0,869	0,5511	0,0002372	0,0002553
6096	20000	46631	972,5	-24,62	-12,3	0,653	0,00127	316,1	707,2	0,460	0,863	0,5328	0,0002437	0,0002623

BIBLIOGRAFIA

Flight Theory for Pilots, 3ª Edição, 1989 – Charles E.Dole

Airplane Aerodynamics and Performance, 1997 – Dr. Jan Roskam and Dr. Chuan-Tau

Aerodinamics for Naval Aviators, Jeppesen

Flight Safety Aerodinamics, A. Roed – Airline Publications

Automatic Flight Control, E.H.Pallett – London

Principles of Flight – JAA ATPL Training

Performance – JAA ATPL Training

Airframes and Systems – JAA ATPL Training

DINST/M 144-21, **Manual de Aerodinâmica**

MDSINST 144-4, **Aerodinâmica** (aviões – volume I)

LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR

PÁGINAS	EM VIGOR
CAPA (Verso em branco)	ORIGINAL
CARTA DE PROMULGAÇÃO (Verso em branco)	ORIGINAL
REGISTO DE ALTERAÇÕES (Verso em branco)	ORIGINAL
1 (Verso em branco)	ORIGINAL
3 a 10	ORIGINAL
11 (Verso em branco)	ORIGINAL
13 (Verso em branco)	ORIGINAL
15 a 42	ORIGINAL
43 (Verso em branco)	ORIGINAL
45 a 156	ORIGINAL
157 (Verso em branco)	ORIGINAL
159 a 194	ORIGINAL
195 (Verso em branco)	ORIGINAL
197 a 202	ORIGINAL
203 (Verso em branco)	ORIGINAL
205 (Verso em branco)	ORIGINAL
LPV-1 (Verso em branco)	ORIGINAL