

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS
DEPARTAMENTO DE TRANSPORTES - STT

**Introdução à Mecânica de
Locomoção do Avião**

Prof. Manoel Henrique Alba Sória

2006

Preâmbulo

Devido à grande difusão de informações via Internet, que vem ocorrendo no últimos anos, é bastante extenso o material disponível “on line” sobre o assunto. Alertamos o leitor, entretanto, que há bastante informação de conteúdo impreciso e de baixa qualidade técnica. Os sítios mais confiáveis costumam ser os das universidades, de entidades governamentais, dos fabricantes de aeronaves, de alguns especialistas e de empresas de softwares. No fim do texto apresentamos uma lista com alguns dos sítios mais interessantes sobre o assunto.

Este texto é dirigido ao leitor ou estudante que deseja ter conhecimentos básicos de como funciona o avião como veículo de transporte. A parte de aerodinâmica aqui tratada refere-se à condição subsônica.

1. A aeronave

Aeronave é a designação geral dos aparelhos, artefatos ou máquinas que usam a atmosfera como meio de navegação. No quadro abaixo apresenta-se uma classificação com base em suas características mecânicas.

Uma classificação das aeronaves mais comuns segundo suas características físicas					Denominação comum
Aeronave (máquina, capaz de realizar vôo na atmosfera)	Aeróstato (mais leve que o ar; sustentação estática por empuxo)	Balão (sem motor)	Flexível	Gás leve	Balão
				Ar quente	Balão
			Rígido	Gás leve	Balão
		Dirigível (com motor)	Flexível	Gás leve	(Balão) Dirigível
	Rígido		Gás leve	(Balão) Dirigível	
	Aeródino (mais pesado que o ar; sustentação dinâmica)	Asas Fixas (Aeroplano)	Sem motor	Asas sem estrutura rígida*	Parapente, paraglider
				Asas com estrutura rígida *	Planador (asas com ventre **)
					Rogallo, Asa delta (asas sem ventre **)
			Com motor	Asas sem estrutura rígida*	Paraglider com motor
				Asas com estrutura rígida *	Avião (asas com ventre **)
					Ultraleve Rogallo Delta (asas sem ventre **)
		Asas giratórias	Torque direto	Asas “sólidas”	Helicóptero
Torque por arrasto			Asas “sólidas”	Autogiro	

* Toda estrutura admite uma certa flexibilidade. Denominamos “Asas sem estrutura rígida” aquelas compostas somente de tecidos, cordas, cabos e outros elementos que resistem à tração mas não à flexão e torção. São estruturas infláveis, que se armam com o ar em movimento. Podem conter algumas longarinas ou nervuras, usadas para dar forma, mas não para resistir a esforços que não o de tração, similares às talas das velas de veleiros.

** Os primeiros aviões tinham asas sem ventre, ou seja, a superfície, geralmente de tecido, era fixada apenas na parte de cima da estrutura. Logo nas primeiras décadas da aviação percebeu-se a vantagem, tanto aerodinâmica quanto estrutural, de se cobrir tanto o dorso quanto o ventre. A espessura das asas de um avião está, tipicamente, entre 12% e 15% da sua corda.

Aeronave significa, literalmente, “nau aérea” ou “navio aéreo”. O termo aeronave é abrangente, mas não engloba as espaçonaves e foguetes, que não precisam da atmosfera para o voo. A classificação aqui apresentada leva em conta características físicas. Note o leitor que há outras maneiras de classificar, como, por exemplo, segundo o seu uso, tamanho etc. As empresas aéreas de transporte, que essencialmente trabalham com aviões, costumam chamá-los de aeronaves. Há vários procedimentos e regras da marinha que foram adotados pela aviação como nomenclatura, uniformes, hierarquia e mesmo alguns detalhes de sinalização.

2. O avião

O avião é um veículo que voa graças à força de sustentação obtida pelo efeito dinâmico de suas asas sobre o ar, ou seja, pela ação mútua de forças entre o ar, um fluido compressível, e o avião, um corpo sólido em movimento. Um avião compõe-se essencialmente de:

- Asas (fixas) que geram as forças de sustentação para o voo;
- Superfícies fixas e móveis para conferir estabilidade e controle da aeronave: estabilizador, profundor, deriva vertical fixa, leme, elerões¹, flapes, etc. Propiciam que a aeronave tenha uma atitude (posição) adequada para cada fase do voo.
- Sistema propulsor para fornecer tração ou empuxo necessário ao deslocamento no ar;
- Fuselagem: corpo que liga estruturalmente as outras partes do avião e abriga a tripulação, carga, passageiros, sistemas de controle, instrumentos e sistemas de trem de pouso.

2.1. Nomenclatura

Na Figura 1 são apresentadas as denominações das principais partes e características do avião, da asa e do trem de pouso.

2.2. Noções de mecânica do voo

Um corpo que se movimenta imerso num fluido (no caso, o ar, altamente compressível), troca impulso com esse meio. Ou seja, o movimento relativo entre o ar e o corpo, gera forças nesse corpo na mesma medida em que o corpo acelera (impulsiona) a massa de ar no qual está imerso. Por questões de facilidade de explanação é comum fixar as coordenadas no corpo e considerar o fluido em movimento, situação que acontece num túnel-de-vento. Um avião voando em nível, tanto acelera para baixo a massa de ar pela qual passa, quanto produz turbulência e vórtices, que se estendem por distâncias consideráveis, dependendo do tamanho do avião, da sua velocidade e das suas características aerodinâmicas.

O corpo em movimento ou submetido ao escoamento sofre tanto a ação de forças normais à sua superfície, de pressão, bem como de forças tangenciais, de atrito. A força total resultante depende das características do escoamento, da forma do corpo e da sua posição em relação ao escoamento. Costuma-se dividi-la em duas componentes²: SUSTENTAÇÃO que atua em direção ortogonal à da velocidade e ARRASTO, em direção paralela à velocidade. A sustentação é a força que sustenta o avião em voo, contrariando o seu peso. O arrasto é uma resistência aerodinâmica que tem que ser vencida pela tração dos motores ou no caso de voo descendente, também pela componente do peso.

¹ Procurou-se usar nomenclatura em português, sempre que possível. Há nomes em português que não são de uso geral e outros que estão em vias de serem assimilados pelo vernáculo.

² Admitindo que não haja força lateral.

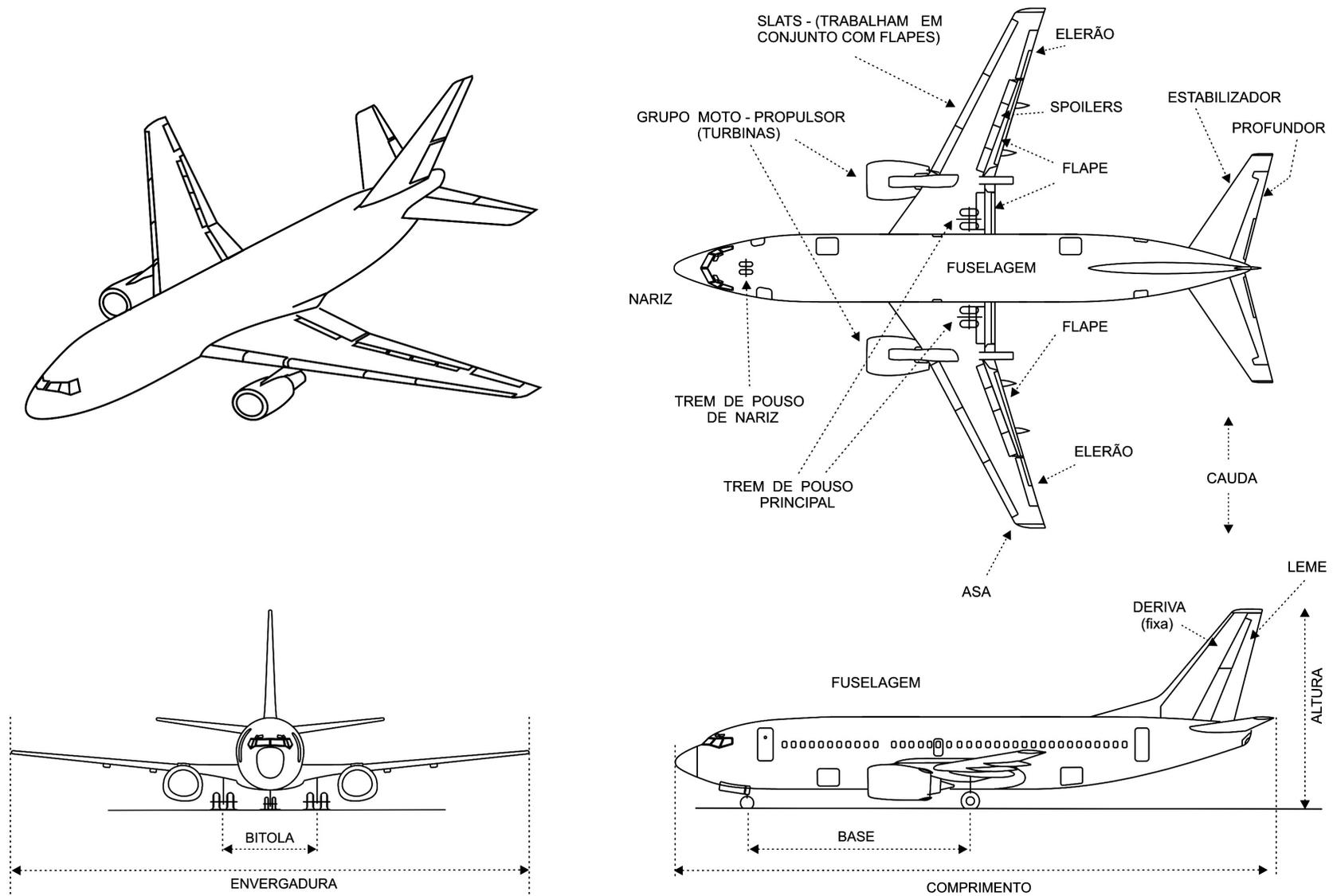


Figura 1. O avião: nomenclatura e principais dimensões.

Tanto a sustentação como o arrasto são, por definição, forças produzidas pela ação dinâmica, não compreendendo portanto as forças devidas ao empuxo estático. As partes dos aviões destinadas a produzir sustentação (mas que geram também arrasto) como as asas, estabilizadores, leme, hélices e outras, são chamadas genericamente de aerofólios. Têm forma achatada, alongada e perfil (seção transversal) típico. Na Figura 2 está representado um aerofólio visto de perfil e as forças de contato que atuam sobre a sua superfície:

- Forças normais: de pressão em relação à pressão do escoamento livre e;
- Forças tangenciais: de atrito e cisalhamento da camada de ar.

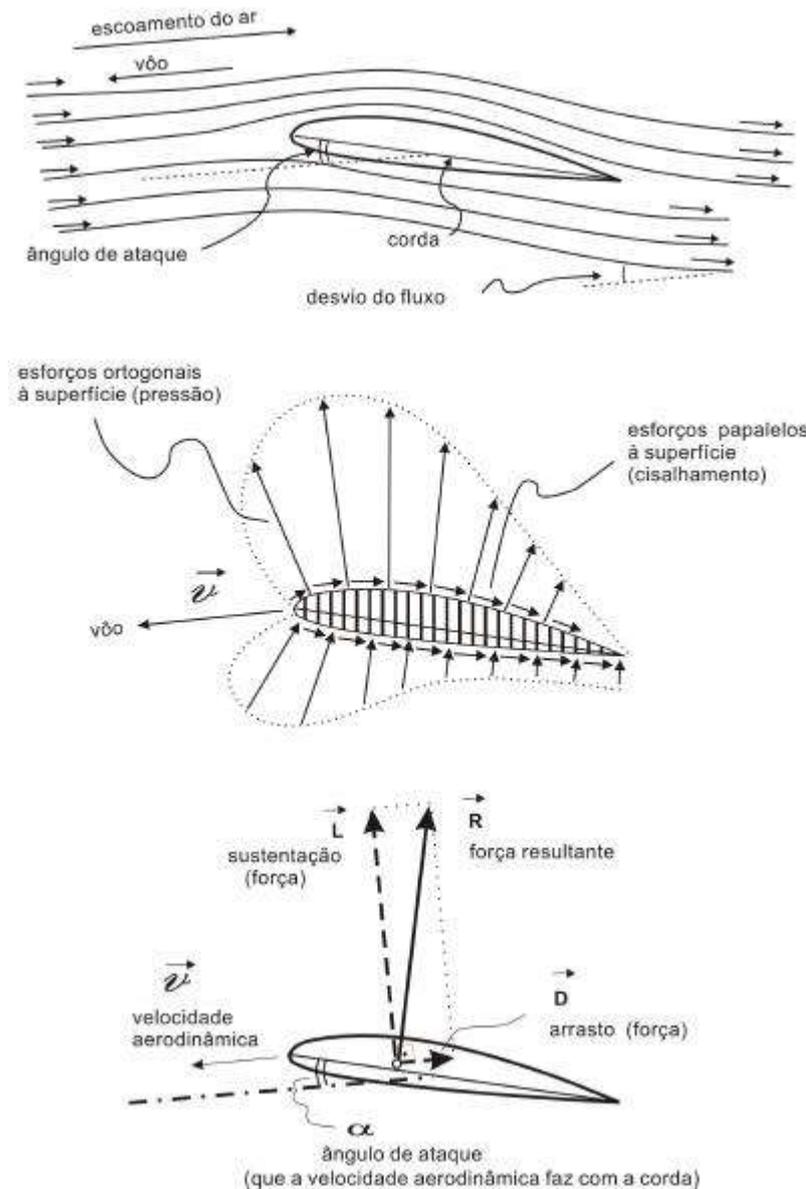


Figura 2. Escoamento, esforços e forças de sustentação e arrasto.

As diferenças de pressão ocorrem devido às diferenças de velocidade no dorso e ventre do aerofólio: no dorso a velocidade de escoamento é maior que a do escoamento livre aparecendo, portanto uma pressão “negativa” (em relação à pressão do fluxo livre). Analogamente, no ventre (superfície de baixo) a velocidade de escoamento é menor que a do escoamento livre, acarretando uma pressão “positiva”. Tanto a pressão negativa no dorso como a positiva no ventre são responsáveis pela força de sustentação e por parte da força de arrasto (arrasto de pressão ou de forma).

As forças tangenciais aparecem devido ao escoamento do ar em contato com o aerofólio. O ar incidindo tangencialmente ao corpo sofre uma desaceleração na região do contato fazendo aparecer forças que são representadas pelos vetores paralelos à superfície do aerofólio. São forças de atrito por unidade de área que agem essencialmente na direção paralela ao escoamento. São responsáveis pela maior parte da força de arrasto (arrasto de atrito).

Do ponto de vista do intercâmbio de impulsos, desde que o ar exerce na asa do avião uma força (resultante) para cima, deve a asa provocar um efeito igual e contrário no ar. Isso se dá pela modificação das condições de escoamento que ocorre antes, no entorno e atrás da asa. Há uma compressão na frente da asa (o ar é altamente compressível), uma modificação das direções e

velocidades no entorno e um desvio para baixo após a asa, acompanhado de turbulência. É uma aceleração da massa de ar, na forma de mudança da direção e velocidade original do escoamento. A direção do escoamento logo após a passagem pelo bordo de fuga é caracterizada pelo ângulo de “downwash”.

É evidente que além do aerofólio em si e da sua posição em relação ao fluxo, duas outras variáveis são muito importantes: a velocidade do aerofólio em relação ao fluxo livre, denominada velocidade aerodinâmica e a massa específica (ou densidade) do ar. Esses itens serão abordados mais adiante.

2.2.1. Elementos do aerofólio e do seu perfil

Tome-se como exemplo as asas de um avião em vôo, isto é, submetidas ao escoamento do ar, como mostra a figura abaixo.

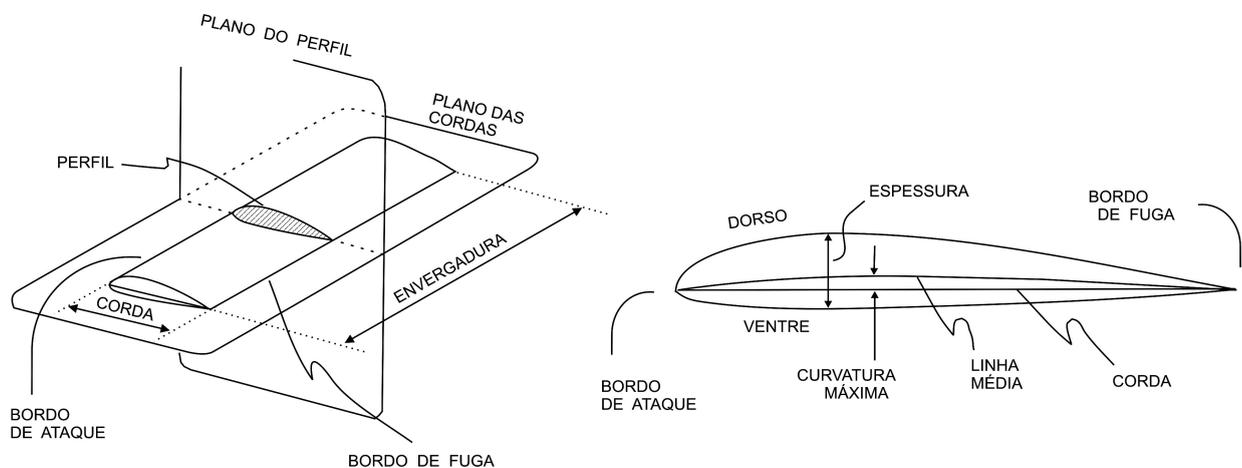


Figura 3. O aerofólio e seu perfil.

As principais observações sobre os elementos da figura são:

- Perfil: é a forma da seção transversal do aerofólio na direção do escoamento e em plano perpendicular ao plano das cordas. As características de sustentação e arrasto dependem fundamentalmente do perfil;
- A corda é uma linha de referência para o traçado do perfil e para a definição do ângulo de ataque (geométrico). Corresponde à largura do aerofólio;
- A linha média é equidistante entre o dorso e o ventre;
- Quando a curvatura é zero, ou seja, quando a linha média coincide com a corda, o perfil é simétrico;
- A espessura de um perfil fica, usualmente, entre 10% e 20% da corda. Os valores mais comuns estão em torno de 12%. O perfil ao lado tem espessura de 15%;
- A área de um aerofólio é medida no “plano das cordas” (a rigor o conjunto das cordas não forma exatamente um plano devido às “torções” e ângulo diedro das asas). Essa área é usada como referência na estimativa de forças no aerofólio;
- O alongamento é um parâmetro indicativo da forma do aerofólio no plano das cordas. É dado por:

$$A = \frac{(\text{envergadura})^2}{\text{área da asa}} \quad \text{ou, para asa retangular,} \quad A = \frac{\text{envergadura}}{\text{corda}}$$

Quanto à relação entre o aerofólio e o escoamento ressalta-se que:

- Velocidade aerodinâmica é a velocidade do escoamento do ar em relação ao aerofólio, fora da zona de perturbação por ele causada;
- Ângulo de ataque é o ângulo entre a corda e a velocidade aerodinâmica.

Os perfis usados em aeronáutica foram amplamente estudados em meados do século XX, mas têm sofrido constantes aperfeiçoamentos.

2.2.2. Quantificação das forças que atuam em um aerofólio

As forças de sustentação e arrasto podem ser expressas em função da área alar, massa específica do ar, velocidade aerodinâmica e coeficientes adimensionais característicos do perfil, cujos valores dependem do ângulo de ataque.

$$L = C_L * \frac{1}{2} * r * V^2 * S \quad \text{Sustentação, perpendicular à velocidade aerodinâmica} \quad (1)$$

e

$$D = C_D * \frac{1}{2} * r * V^2 * S \quad \text{Arrasto, perpendicular à velocidade aerodinâmica} \quad (2)$$

Sendo:

C_L : Coeficiente de sustentação (adimensional);

C_D : Coeficiente de arrasto (adimensional);

L : Sustentação (força);

D : Arrasto (força);

q : Pressão dinâmica = $(1/2) * r * V^2$;

S : Área de referência. Para as asas, superfície alar;

r : Massa específica do ar (massa/volume).

V : Velocidade aerodinâmica (velocidade);

As unidades usuais são:

no Sistema MKS técnico:

D, L em kgf

S em m^2

V em m/s

r em $kgm^{-4}s^2$ (UTM/ m^3)

no Sistema Internacional – SI:

D, L em N

S em m^2

V em m/s

r em kgm^3

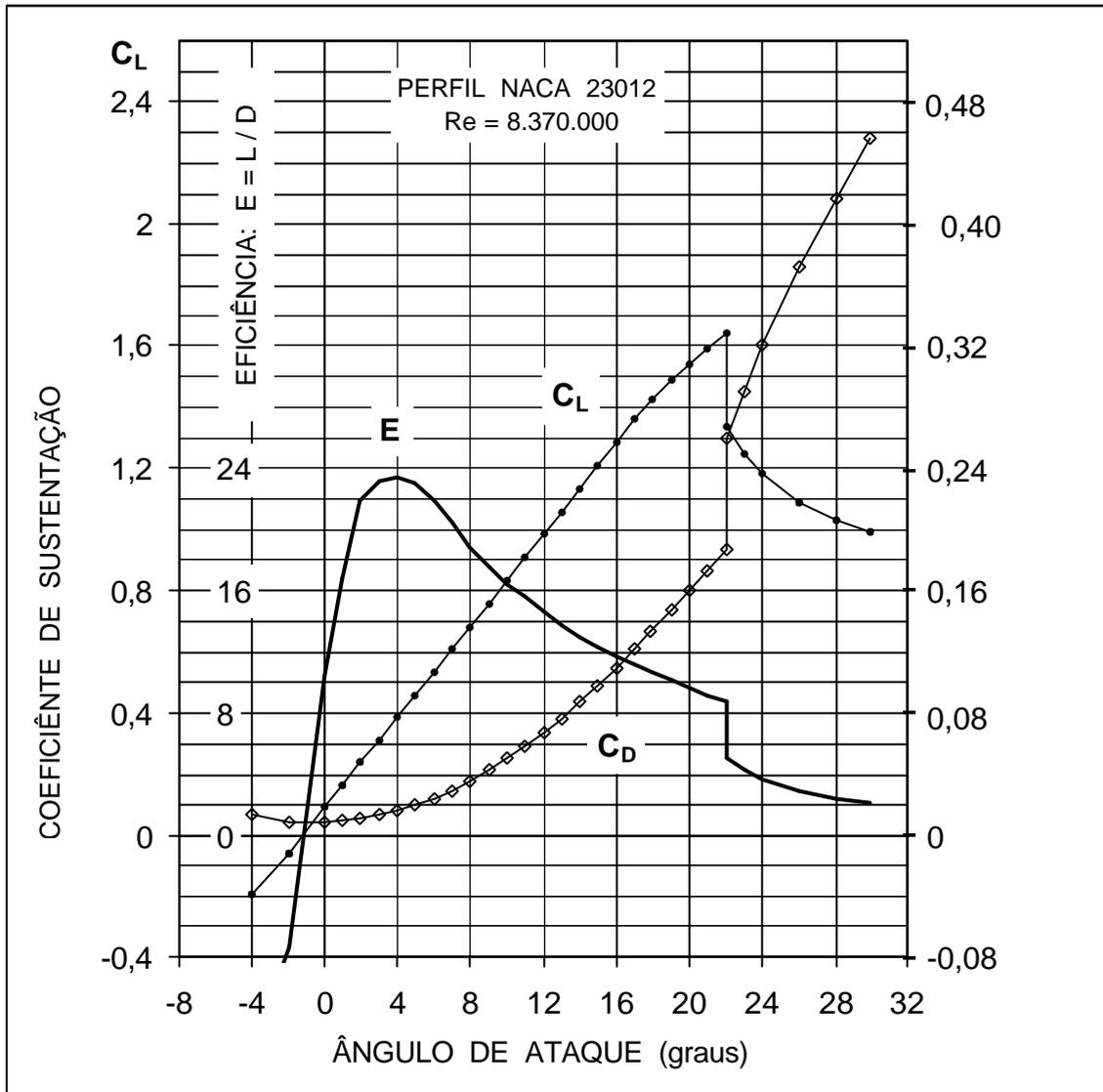


Figura 4. Características do perfil NACA 23012, obtidas experimentalmente. Adaptado do NACA (National Advisory Comitee for Aeronautics) Report 669, Jacobs and Abbot, 1939.

Cada perfil apresenta uma variação característica de C_L contra o ângulo de ataque e que é válida para determinadas condições de viscosidade e compressibilidade do escoamento, caracterizadas pelos números de Reynolds e de Mach³. Na prática, trabalha-se com faixas de Re e M. As curvas características dos perfis são obtidas experimentalmente e podem ainda ser dadas para um determinado alongamento. São geralmente apresentadas em forma de gráficos como os da Figura 4. A figura contém ainda uma curva de eficiência (E) do perfil, dada por C_L/C_D . Pode-se também expressar o coeficiente C_D em função de C_L , na curva conhecida como “polar” do perfil, da qual se tira o melhor (maior) valor da relação C_L/C_D , e o respectivo ângulo de ataque.

Gráficos como os da Figura 4 permitem um cálculo aproximado das forças de sustentação e arrasto. Para facilitar sua aplicação apresentamos na Tabela 1 os valores lidos no gráfico e na Figura 5 a curva polar do perfil, com equação ajustada aos dados. Seguem-se dois exemplos de cálculo.

³ $M = \frac{V}{a} = \frac{\text{velocidade do escoamento (ou do vôo)}}{\text{velocidade do som}}$

Tabela 1. Valores lidos no gráfico da Figura 4.

Alfa	CL	CD	Efici
-4	-0,1990	0,0140	-14,21
-2	-0,0620	0,0084	-7,38
0	0,0943	0,0090	10,48
1	0,1676	0,0100	16,76
2	0,2409	0,0110	21,90
3	0,3142	0,0136	23,11
4	0,3876	0,0166	23,35
5	0,4609	0,0200	23,04
6	0,5342	0,0244	21,89
7	0,6075	0,0296	20,52
8	0,6808	0,0362	18,81
9	0,7541	0,0430	17,54
10	0,8330	0,0506	16,46
11	0,9090	0,0582	15,62
12	0,9850	0,0672	14,66
13	1,0560	0,0768	13,75
14	1,1320	0,0872	12,98
15	1,2070	0,0982	12,29
16	1,2830	0,1094	11,73
17	1,3630	0,1224	11,14
18	1,4250	0,1340	10,63
19	1,4900	0,1470	10,14
20	1,5410	0,1600	9,63
21	1,5910	0,1730	9,20
22	1,6410	0,1874	8,76
22	1,3340	0,2600	5,13
23	1,2490	0,2900	4,31
24	1,1800	0,3200	3,69
26	1,0870	0,3728	2,92
28	1,0280	0,4166	2,47
30	0,9900	0,4564	2,17

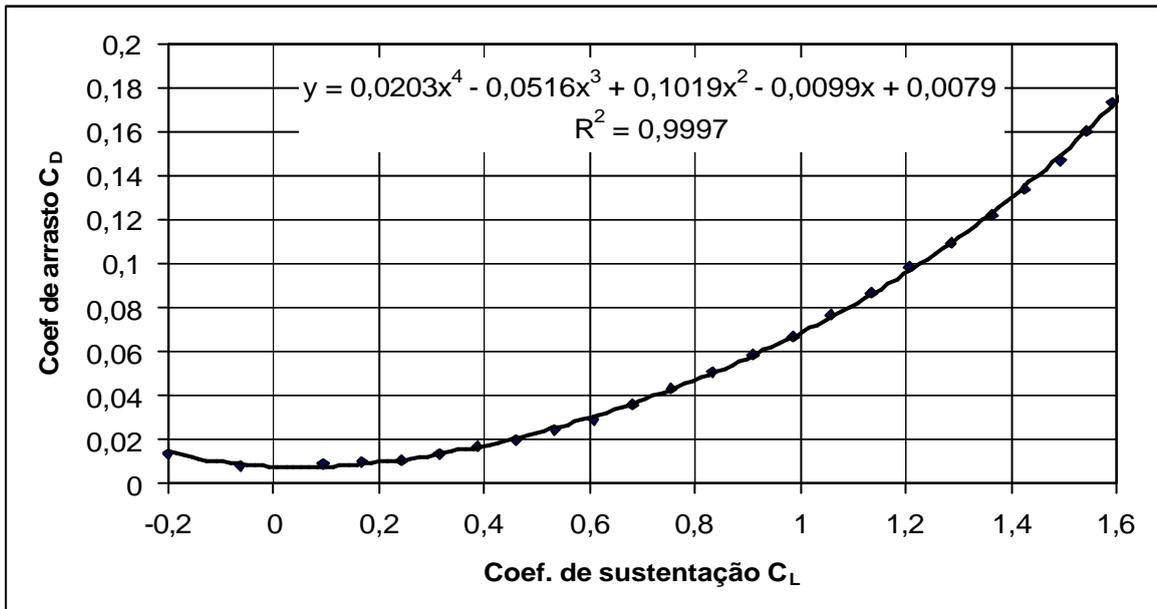


Figura 5. Curva polar do perfil NACA 23012, obtida a partir da Figura 4 e equação ajustada.

O perfil citado tem a forma, desenhada a partir dos valores da Tabela 2.

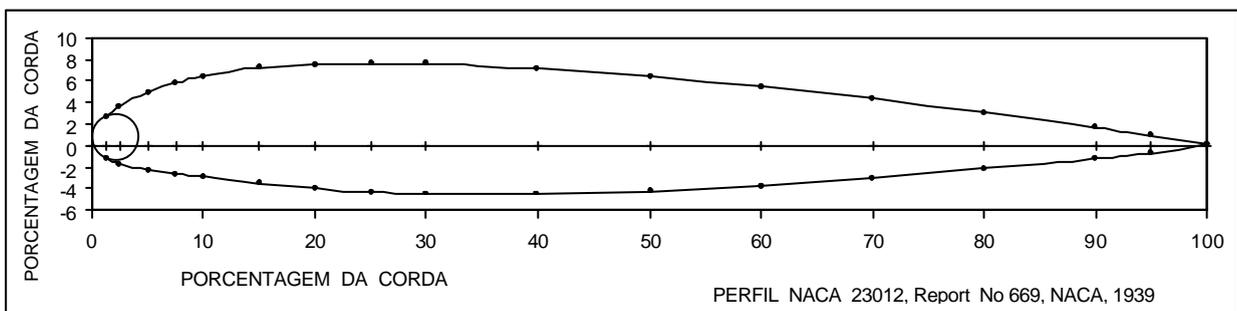


Figura 6. Perfil NACA 23012.

Tabela 2. Coordenadas do perfil NACA 23012

CORDA	DORSO	VENTRE	CORDA	DORSO	VENTRE
0	--	--	30	7,55	-4,46
1,25	2,67	-1,23	40	7,14	-4,48
2,5	3,61	-1,71	50	6,41	-4,17
5	4,91	-2,26	60	5,47	-3,67
7,5	5,8	-2,61	70	4,36	-3,00
10	6,43	-2,92	80	3,08	-2,16
15	7,19	-3,50	90	1,68	-1,23
20	7,50	-3,97	95	0,92	-0,70
25	7,60	-4,28	100	0,13	0,13

Coordenadas do perfil em porcentagem da corda. O círculo do bordo de ataque tem raio de 1,58%. A espessura do perfil é 12 % (dois últimos algarismos do número NACA)

Exemplo 1

Calcular as forças de sustentação e arrasto de uma asa de perfil N.A.C.A. 23012 (Fig. 4), com área de 30 m² deslocando-se a 250 km/h com um ângulo de ataque de 4°, massa específica do ar na situação (pressão e temperatura) do voo: 0,102 kgfm⁻⁴s² (1,00 kg/m³).

Solução

Tem-se:

$$S = 30 \text{ m}^2 \quad V = 250 \text{ km/h} = 250/3,6 = 69,44 \text{ m/s} \quad e \quad r = 0,102 \text{ kgfm}^{-4}\text{s}^2 = 1,00 \text{ kg/m}^3$$

Das curvas características de perfil (Figura 4 e Tabela 1), tira-se:

$$C_L = 0,387 \quad e \quad C_D = 0,0166$$

A sustentação e o arrasto são dados por:

$$L = C_L * \frac{1}{2} * r * V^2 * S \quad e \quad D = C_D * \frac{1}{2} * r * V^2 * S$$

Substituindo,

$$L = 0,387 * \frac{1}{2} * 0,102 * (69,44)^2 * 30 = 2.855,5 \text{ kgf ou}$$

$$L = 0,387 * \frac{1}{2} * 1,00 * (69,44)^2 * 30 = 27.991 \text{ N}$$

$$D = 0,0166 * \frac{1}{2} * 0,102 * (69,44)^2 * 30 = 122,5 \text{ kgf ou}$$

$$D = 0,0166 * \frac{1}{2} * 1,00 * (69,44)^2 * 30 = 1.200 \text{ N}$$

Observação: com esse ângulo de ataque $\alpha \cong 4^\circ$, tem-se um ponto perto do máximo de eficiência:

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{L}{D} = 23,31 \quad (\text{o máximo da tabela seria } 23,35)$$

Exemplo 2

Uma asa com superfície alar de 30 m² e perfil N.A.C.A. 23012 desloca-se à velocidade de 210 km/h produzindo uma força de sustentação de 5.000 kgf (49.035 N). A massa específica do ar nas condições de voo é 0,093 kgfm⁻⁴s² (0,91 kg/m³). Qual é o ângulo de ataque e o valor da força de arrasto?

Solução

Tem-se:

$$S = 30 \text{ m}^2 \quad V = 210 \text{ km/h} = 210/3,6 = 58,33 \text{ m/s} \quad e \quad r = 0,093 \text{ kgfm}^{-4}\text{s}^2 = 0,91 \text{ kg/m}^3$$

A sustentação é dada por:

$$L = C_L * \frac{1}{2} * r * V^2 * S \quad \text{donde} \quad C_L = \frac{2 * L}{r * V^2 * S}$$

Substituindo tem-se:

$$C_L = \frac{2 * 5.000}{0,093 * 58,33^2 * 30} \times \frac{\text{kgf}}{\text{kgfm}^{-4} * \text{s}^2 * \text{m}^2 * \text{s}^{-2} * \text{m}^2} = 1,053 \text{ (adimensional)}$$

ou

$$C_L = \frac{2 * 49.035}{0,91 * 58,33^2 * 30} \times \frac{\text{kg} * \text{m} * \text{s}^{-2}}{\text{kg} * \text{m}^{-3} * \text{m}^2 * \text{s}^{-2} * \text{m}^2} = 1,053 \text{ (adimensional)}$$

Com esse valor de C_L tira-se do gráfico (ou Tabela 1): $\alpha = 13^\circ$ e $C_D = 0,077$

Calcula-se, portanto:

$$D = C_D * \frac{1}{2} * r * V^2 * S = 365,5 \text{ kgf} = 3.585 \text{ N}$$

2.3. Forças que atuam no avião

Até aqui tratamos apenas das forças atuante nas asas. Deve-se avaliar agora o avião como um todo. Embora a sustentação seja produzida apenas pelas asas, todo o avião oferece arrasto, isto é, o arrasto total é composto de parcelas devidas às asas, fuselagem, lemes, estabilizadores, trens de pouso, enfim, todo elemento que ofereça resistência aerodinâmica ao movimento. As parcelas devidas às asas, e empenagens, que têm perfis característicos já estudados, são calculadas através das curvas características dos perfis, como os da Figura 4.

As parcelas do arrasto devidas à fuselagem, carenagens e outras partes expostas ao escoamento podem ser estimadas de várias maneiras dependendo da precisão necessária. Uma das maneiras é a que associa à toda a aeronave, exceto as asas (e outras superfícies cujo arrasto pode ser melhor estimado pelas curvas características) como sendo equivalente a uma superfície plana colocada perpendicularmente ao vôo. Outra maneira é a que considera como área de referência molhada a “área molhada” isto é, a somatória de todas as superfícies da aeronave (exceto as asas) que estão em contato com o ar em escoamento. Esse método é mais usado para estimar o arrasto das fuselagens (Figura 5). De qualquer modo, o que se deseja é um coeficiente de arrasto associado a uma superfície de referência, de modo que as expressões para arrasto sejam da forma:

$$D_R = \frac{1}{2} * r * V^2 * C_{DR} * S_R \quad (3)$$

Onde:

C_{DR} = coeficiente de arrasto dado em função de determinada superfície de referência.

S_R = superfície usada como referência.

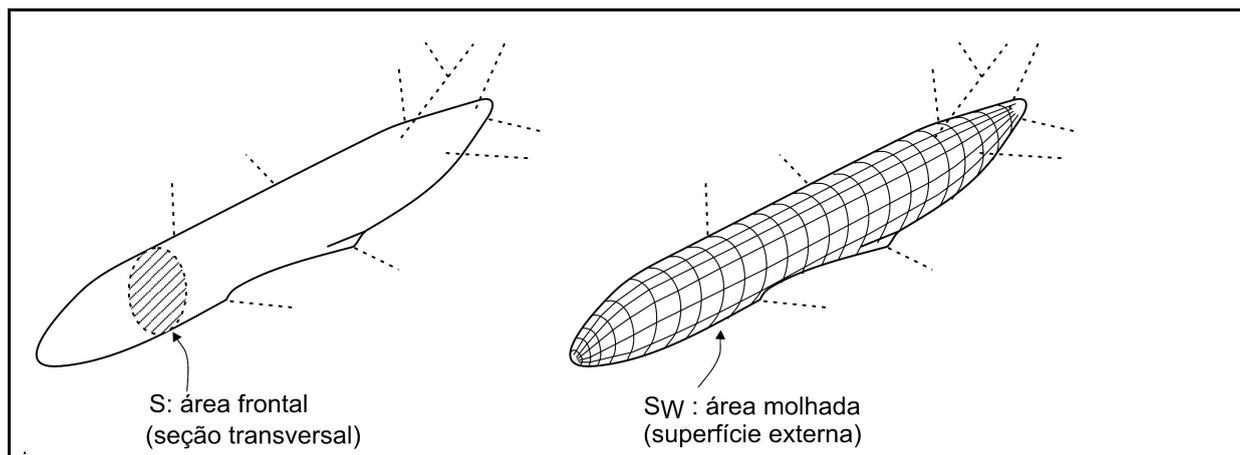
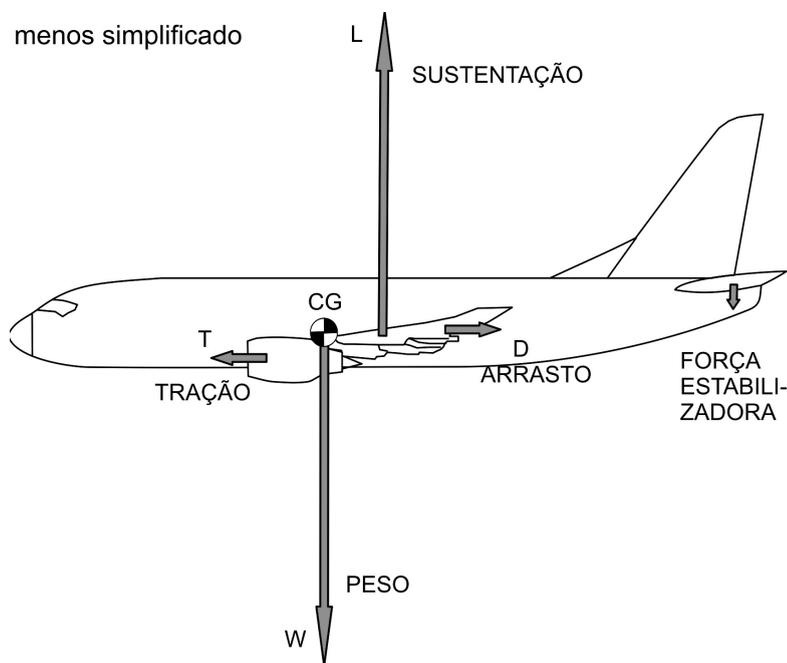


Figura 7. Superfícies de referência para estimativa do arrasto: fuselagem

2.4. Vôo retilíneo em nível, não acelerado.

A situação mais comum e mais simplificada para análise dos esforços envolvidos é o vôo em linha reta, em nível (a uma mesma altitude) e com velocidade constante. Corresponde à situação ideal da parte denominada cruzeiro de um vôo. Nessas condições as forças atuantes no avião podem ser representadas, como mostram as Figuras 8 e 9.



Notas:

- 1) A força de sustentação é da ordem de 10 a 20 vezes a de arrasto;
- 2) O centro de gravidade está sempre à frente do ponto de aplicação da sustentação, para que a aeronave possa ser controlada.
- 3) A força estabilizadora é bastante pequena, mas necessária para balancear o momento que ocorre pelo fato descrito na nota anterior.
- 4) O arrasto é distribuído por toda a superfície do avião. Está representado num ponto, por simplicidade.

Figura 8. Forças no vôo retilíneo, em nível, não acelerado.

Nota-se que há um momento resultante porque as forças são aplicadas em diferentes pontos. O principal momento é devido à distância entre os pontos de aplicação do peso e da sustentação.

Já na Figura 9 essa situação é simplificada, isto é, considera-se que todas as forças são aplicadas num mesmo ponto. Deve-se ressaltar, ainda, que em ambas as figuras, a força resultante da ação aerodinâmica das asas aparece já separada nas parcelas sustentação e arrasto.

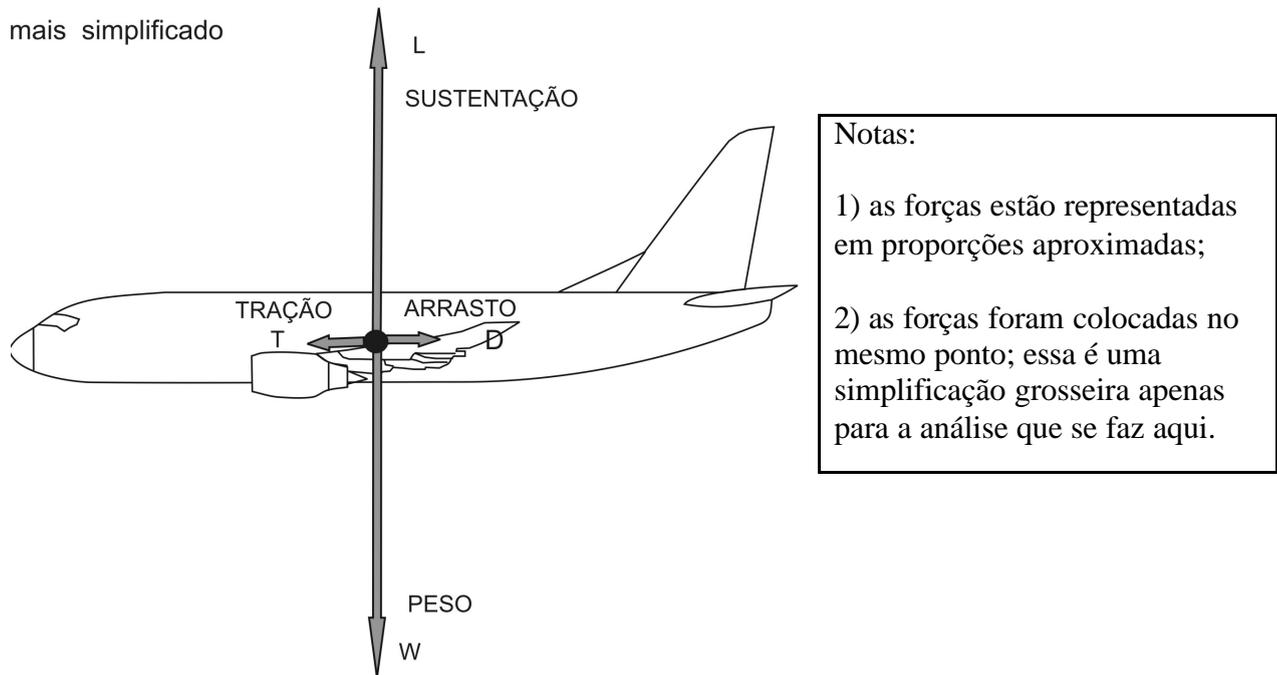


Figura 9. Forças no vôo retilíneo, em nível, não acelerado (simplificado).

Da análise da Figura 9 conclui-se que, para vôo em nível, não acelerado é necessário ter:

$$L = W \quad \text{sustentação} = \text{peso}$$

e

$$T = D \quad \text{tração} = \text{arrasto}$$

Quando há desequilíbrio nesse sistema (que na realidade nunca permanece equilibrado, o que exige constantes correções) de forças ocorre o seguinte:

sustentação > peso \implies o avião ganha altura (sobe)

sustentação < peso \implies o avião perde altura (desce)

tração > arrasto \implies o avião ganha velocidade e conseqüentemente, sobe.

tração < arrasto \implies o avião perde velocidade e conseqüentemente, desce.

Recorrendo-se à expressão da sustentação (equação 1) vê-se que para essa condição de vôo, ou seja, velocidade constante e numa mesma altitude, tem-se:

$$\left. \begin{matrix} W \\ S \\ \rho \end{matrix} \right\} = L \quad \left. \begin{matrix} C_L \\ v \end{matrix} \right\} \begin{matrix} \text{são constantes e} \\ \text{variáveis} \end{matrix}$$

Há, portanto, duas variáveis cujos valores devem ser escolhidos para o voo em nível: o coeficiente de sustentação C_L e a velocidade aerodinâmica V . Como o C_L depende do ângulo de ataque α , é necessário escolher um ângulo de ataque α compatível com a velocidade que se deseja voar. Isso quer dizer que o avião pode voar em nível, dentro de uma determinada faixa de velocidade e ângulo de ataque compatível. O ângulo de ataque máximo é ditado pelo perfil; o ângulo de ataque mínimo é função da velocidade, que por sua vez depende da tração disponível. O ângulo de ataque do voo vai determinar, por consequência, a atitude (posição em relação à horizontal) do avião.

A ATITUDE do avião isto é, o ângulo que uma linha de referência da fuselagem faz com a horizontal, depende do ângulo de ataque, que por sua vez é função das condições de voo: densidade do ar, peso e velocidade do avião.

Na Figura 10 são ilustradas duas situações extremas de voo em nível, não acelerado, à mesma altitude. A situação 1 corresponde à velocidade máxima (coeficiente de arrasto mínimo) e a situação 2 corresponde ao ângulo de ataque máximo, o que equivale a dizer, velocidade mínima. Note-se que a atitude do avião, ou seja, sua posição, é diferente nas duas situações. Para que o avião mantenha a atitude de grande ângulo de ataque como na situação 2, é necessária que a força para baixo aplicada pelo profundor seja maior do que na situação 1 (nenhuma das duas estão aqui rerepresentadas).

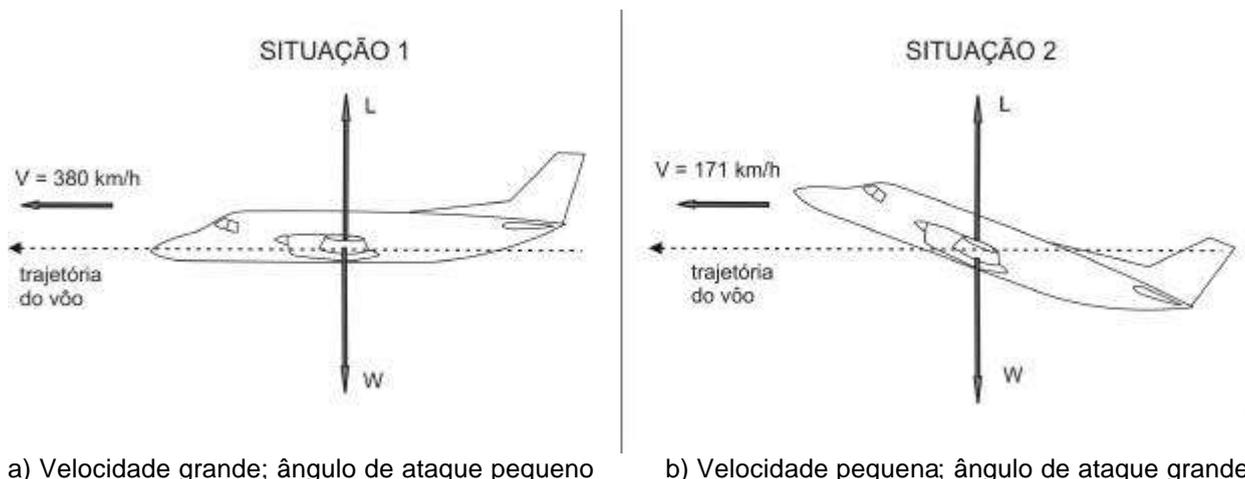


Figura 10. Duas condições limites de voo retilíneo em nível.

As condições de voo para as duas situações são:

Peso bruto do avião	$W = 5.000 \text{ kgf (49.035 N)}$
Massa específica do ar	$\rho = 0,093 \text{ kgfm}^{-4}\text{s}^2$
Perfil das asas	Asa N.A.C.A 23012
Área das asas	$S = 30 \text{ m}^2$

SITUAÇÃO 1
 Para $V = 380 \text{ km/h}$ (velocidade próxima da máxima, tem-se: $C_L = 0,32$ e portanto $\alpha \cong 3^\circ$.
 Nessa situação a velocidade é limitada pela potência disponível para esse ρ (ou seja, pela altitude).

SITUAÇÃO 2
 Para $C_L = 1,59$ (próximo do máximo) e portanto $\alpha \cong 21^\circ$ tem-se $V = 47,48 \text{ m/s} = 171 \text{ km/h}$
 Essa é a situação de velocidade próxima da mínima ($C_{L\text{máximo}}$) para esse ρ .

2.4.1. Arrasto total: força de tração e potência necessária ao vôo

O arrasto total da aeronave é o resultado do arrasto das asas mais o arrasto do restante da aeronave (numa abordagem bastante simplificada):

$$D_{TOTAL} = \underbrace{\frac{1}{2} * r * V^2 * C_D * S}_{\text{arrasto das asas}} + \underbrace{\frac{1}{2} * r * V^2 * C_{DW} * S_W}_{\text{arrasto do restante da aeronave}} \quad (4)$$

Onde:

C_D = coeficiente de arrasto da asa

S = superfície da área da asa

C_{DW} = coeficiente de arrasto do restante da aeronave

S_W = área da superfície molhada do restante da aeronave (W de Wet)

Essa força deve ser igualada pela tração fornecida pelo conjunto motopropulsor para que o avião se mantenha em vôo em nível com velocidade constante, ou seja:

$$T_{TOTAL} = D_{TOTAL} \quad (5)$$

Mas o grupo motopropulsor – turbinas ou motores e hélices, deve fazer mais. Deve fornecer tração para acelerar o avião e mantê-lo em vôo. Ou seja, o grupo motopropulsor deve fornecer tração bastante maior do que a necessária para o vôo em cruzeiro. Nos aviões de transporte a jato (turbofan) a tração de decolagem é de 3 a 5 vezes maior do que a de cruzeiro.

Nos motores a pistão costuma-se dar a potência em HP; para os turbohélices em HP-Equivalente ou “Shaft Horse Power” (HP no eixo). No caso turbojatos e turbofans (ou simplesmente turbinas) não se fala em potência, mas sim em tração ou empuxo (força). A potência necessária para o vôo calcula-se facilmente pela aplicação da definição:

$$\text{Potência} = (\text{força de tração}) \times (\text{velocidade aerodinâmica}) \quad \text{ou} \quad P = D \times V$$

Multiplicando-se a equação (4) pela velocidade, a potência para o vôo pode então ser escrita:

$$P_{TOTAL} = \underbrace{\frac{1}{2} * r * V^3 * C_D * S}_{\text{potência exigida pelas asas}} + \underbrace{\frac{1}{2} * r * V^3 * C_{DW} * S_W}_{\text{potência exigida pelo restante da aeronave}} \quad (6)$$

ou mais simplesmente,

$$P_{TOTAL} = \frac{1}{2} * r * V^3 * [(C_D * S) + (C_{DW} * S_W)] \quad (7)$$

Mostra-se na Figura 11 um gráfico típico de potência necessária para o vôo retilíneo em nível e velocidade constante a uma determinada altitude (massa específica do ar).

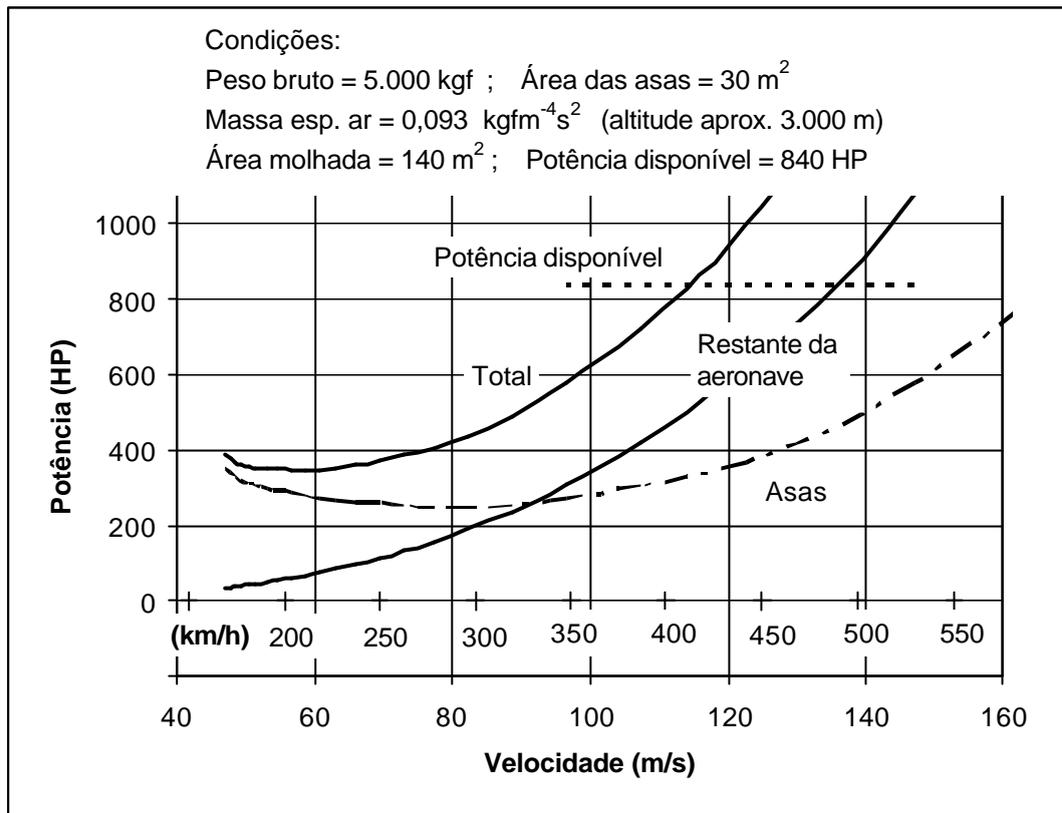


Figura 11. Potência necessária para o vôo em nível.

É apresentado a seguir um exemplo completo do cômputo de alguns dos parâmetros do vôo de um bimotor a hélice.

Exemplo 3

Um avião bimotor a hélice tem as seguintes características:

- Peso bruto (em vôo): $W = 5.000 \text{ kgf}$ (49.035 N)
- Superfície alar: $S = 30 \text{ m}^2$
- Asa com perfil N.A.C.A – admitindo que a curva característica do perfil representa o comportamento das asas nas situações analisadas.
- “Área molhada” exceto as asas (fuselagem, empenagem, etc) $S_W = 140 \text{ m}^2$.
- Potência útil máxima contínua de cada motor, já incluído o rendimento da hélice: ao nível do mar: $P_{NM} = 600 \text{ HP}$ (447 kW); a 3.000 m: $P_C = 420 \text{ HP}$ (313 kW).
- $C_{DW} = 0,0045$

a) Para vôo em linha reta e nível e a velocidade constantes de 380 km/h, a 3.000 m de altitude com densidade do ar igual a $0,093 \text{ kgfm}^{-4}\text{s}^2$ ($0,91 \text{ kg/m}^3$), pergunta-se:

- Qual é o ângulo de ataque?
- Qual é o valor do arrasto da asa?
- A potência disponível é suficiente para o vôo?

Solução

a1) Para o vôo em questão deve-se ter:

$$L = W \quad \text{e} \quad T = D$$

Retomando-se as fórmulas fundamentais

$$L = C_L * \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S \quad \text{e} \quad D = C_D * \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S$$

Com $W = 5.000 \text{ kgf}$ e velocidade $380 \text{ km/h} = 105,55 \text{ m/s}$ tem-se

$$5000 = C_L * \frac{1}{2} * 0,093 * 105,55^2 * 30$$

donde tira-se $C_L = 0,32$.

com esse valor de C_L , das curvas características do perfil obtêm-se:

$$\alpha \cong 3,0^\circ : \text{ângulo de ataque} \quad \text{e} \quad C_{DA} = 0,014 : \text{coeficiente de arrasto da asa}$$

a2) A força de arrasto das asas será:

$$D_A = C_{DA} * \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S = 0,014 * \frac{1}{2} * 0,093 * 105,55^2 * 30$$

$$D_A = 217,6 \text{ kgf} = 2.134 \text{ N}$$

a3) Para se calcular o arrasto total falta o arrasto do restante da aeronave que no caso pode ser estimado através da área molhada. Denominando D_F com F de fuselagem,

$$D_F = C_{DW} * \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S_W, \text{ substituindo...}$$

$$D_F = 0,0045 * \frac{1}{2} * 0,093 * 105,55^2 * 140$$

$$D_F = 326,4 \text{ kgf} = 3.201 \text{ N}$$

o arrasto total da aeronave será portanto:

$$D_{TOTAL} = 217,6 + 326,4 = 544,0 \text{ kgf} = 5.335 \text{ N}$$

Para o vôo retilíneo em nível não acelerado, com arrasto D , a potência necessária será:

$$P[\text{HP}] = \frac{D[\text{kgf}] * V[\text{m/s}]}{74,6} \quad \text{ou} \quad P[\text{Watts}] = D[\text{N}] * V[\text{m/s}]$$

substituindo tem-se: $P = 769,7 \text{ HP} = 563,1 \text{ kW}$

STT0403 – Introdução à Mecânica de Locomoção do Avião. Manoel Henrique Alba Sória -2006.

Como os dois motores têm um total de 840 HP conclui-se que a potência é suficiente para o voo. Essa velocidade está perto da máxima que se consegue nessa situação, uma vez que a potência necessária cresce com o cubo da velocidade.

b) Para voo em linha reta, em nível, a velocidade constante, próxima da velocidade mínima, na mesma altitude de 3.000 m, pergunta-se qual é o ângulo de ataque e potência necessária para a condição de velocidade mínima e portanto C_L máximo?

Solução

Tira-se, das curvas características:

$$C_{Lmax} \cong 1,59 \qquad \alpha_{CLmax} \cong 21^\circ \qquad C_{Dmax} \cong 0,18$$

das equações do voo têm-se:

$$V = \sqrt{\frac{2 * W}{C_L * r * S}} = \sqrt{\frac{2 * 5000}{1,59 * 0,093 * 30}} = 47,48 \text{ m/s} = 171 \text{ km/h}$$

o arrasto total do avião, nessas condições será:

$$D_{TOTAL} = \frac{1}{2} * 0,093 * 47,48^2 * (0,173 * 30 + 0,0045 * 140) = 610,0 \text{ kgf} = 5.985 \text{ N}$$

a potência necessária para o voo será portanto:

$$P = \frac{D * V}{74,6} = 388,3 \text{ HP} = 284,0 \text{ kW}$$

c) Mesmas condições do item b, só que ao nível do mar com $\rho = 0,125 \text{ kgfm}^{-4}\text{s}^{-2} = 1,226 \text{ kg/m}^3$

Solução

Os coeficientes são os mesmos do item b. A massa específica maior dará a sustentação para o voo, a velocidade menor:

$$V = \sqrt{\frac{2 * W}{C_L * r * S}} = \sqrt{\frac{2 * 5000}{1,59 * 0,125 * 30}} = 40,95 \text{ m/s} = 147,4 \text{ km/h}$$

o arrasto total será:

$$D_{TOTAL} = \frac{1}{2} * 0,125 * 40,95^2 * (0,173 * 30 + 0,0045 * 140) = 610 \text{ kgf} = 5.983 \text{ N}$$

(o mesmo valor obtido do item b)

a potência não será a mesma porque a velocidade mudou:

$$P = \frac{D * V}{74,6} = 334,8 \text{ HP} = 245,0 \text{ kW}$$

Nota: Como o peso, a sustentação, o C_L e o C_D são os mesmos para as duas situações; a 3.000 m e ao nível do mar, tem-se:

$$r_1 V_1 = r_2 V_2$$

sendo o índice 1 para 3.000 m e o 2 para o nível do mar. Como:

$$D_1 = C_D * \frac{1}{2} * r_1 * V_1^2 * S \quad \text{e} \quad D_2 = C_D * \frac{1}{2} * r_2 * V_2^2 * S$$

$$\text{Tem-se } \frac{D_1}{D_2} = \frac{r_1 * V_1^2}{r_2 * V_2^2} = 1 \text{ e, portanto,}$$

$$D_1 = D_2$$

ou seja: com um determinado ângulo de ataque o valor do arrasto independe da altitude: se a massa específica diminuir, a velocidade deve aumentar para dar a mesma sustentação e conseqüentemente o mesmo arrasto.

2.4.2. Eficiência aerodinâmica

Um parâmetro de grande importância para expressar o desempenho aerodinâmico do avião é a razão sustentação/arrasto ou eficiência aerodinâmica. De maneira similar à eficiência das asas, pode-se calcular a eficiência global do avião:

$$E = \frac{L_{asa}}{D_{total}} = \frac{C_{L_{asa}}}{C_{D_{total}}} \quad \text{ou, para vôo em nível,} \quad E = \frac{\text{peso bruto}}{\text{tração}}$$

A eficiência aerodinâmica de um determinado avião depende de Re, M e do ângulo de ataque. Para Re e M constantes será função do ângulo de ataque. Nos aviões subsônicos a eficiência máxima está tipicamente entre 10 e 20. Nos jatos de transporte trans-sônicos valores típicos são da ordem de 14 a 18.

2.5. Estol (Stall)

Para que o avião voe com velocidade mínima deve voar com ângulo de ataque suficientemente grande para obter o C_L máximo. Nessa situação estará na iminência de entrar em estol. O fenômeno desenvolve-se da seguinte maneira:

- 1) O avião voando com $C_{L_{max}}$ tem um aumento do ângulo de ataque (proposital ou acidental).
- 2) Com ângulo de ataque maior $\alpha_{CL_{max}}$, há uma perda de sustentação e o avião começa a cair.
- 3) Pelo fato do avião ter o centro de massa convenientemente localizado pelas forças de arrasto nessa situação, aplicadas atrás do centro de massa, durante a queda, apontará o nariz para baixo.
- 4) Adquire assim, situação de vôo descendente com ângulo de ataque menor que o de $C_{L_{max}}$ e poderá gradativamente voltar ao vôo em nível.

Deve-se ressaltar que a recuperação da condição de vôo se faz à custa de uma perda de altura, que depende das características do avião e é geralmente significativa. Nos vôos normais o estol é um fenômeno a ser evitado. A velocidade de estol que varia com a densidade do ar é usada como valor de referência para operações de decolagem, subida e pouso, onde em certas situações, os regulamentos exigem que a velocidade de vôo seja no mínimo uma certa porcentagem maior que

a de estol. É importante lembrar que rajadas de vento ascendentes podem ser uma das causas do aumento de ângulo de ataque e levar ao estol, quando o avião já está a baixa velocidade. Essa situação é potencialmente perigosa durante a aproximação para o pouso.

2.5 Dispositivos hipersustentadores e de controle

As asas de um avião moderno de transporte tem capacidade de modificar seu perfil e aumentar a área, deslocando partes do bordo de fuga e de ataque, alterando assim as ísticas de sustentação e arrasto para melhor desempenho nas operações de pouso e decolagem. No caso do pouso o flape age também como freio aerodinâmico aumentando o arrasto, contribuindo para desacelerar a aeronave. Na Figura 12 apresentam-se curvas hipotéticas da variação de C_L e α para o perfil básico de e o mesmo perfil com os dois dispositivos de hipersustentação: flape no bordo de fuga e slots. Na Figura 13 são mostrados os dispositivos hipersustentadores e de controle. Vêm-se também ai três configurações do perfil da asa de um avião moderno de grande porte: decolagem, cruzeiro e pouso.

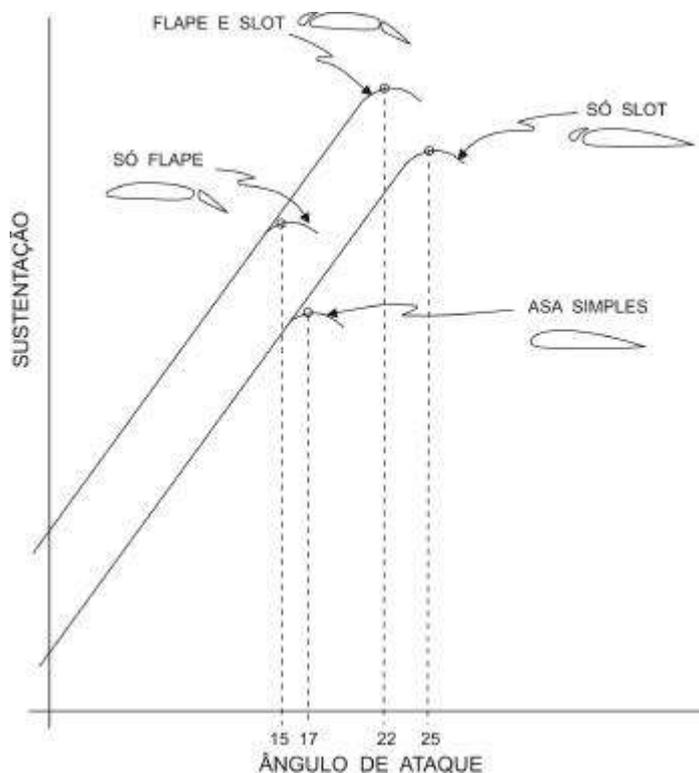


Figura 12. Sustentação versus ângulo de ataque típicos para vários dispositivos hipersustentadores.

Esses dois tipos de dispositivos deram origem às concepções mais elaboradas e aperfeiçoadas que se dispõe atualmente. Há vários tipos de flapes, diferenciados principalmente pela maneira de articulação no perfil básico. O slot mais freqüente atualmente é do tipo móvel, isto é, quando em repouso faz parte do aerofólio original.

Embora os dispositivos de hipersustentação tornem a construção das asas muito mais complicadas, o seu uso justifica-se porque melhora consideravelmente o desempenho no pouso e decolagem, reduzindo a velocidade de operação e, portanto, o comprimento de pista necessário, permitindo assim uma otimização da aeronave no cruzeiro.

2.5.1. Controle:

O avião é comandado através das superfícies móveis que nos aviões convencionais são localizadas na cauda e nas asas. Os aerofólios da cauda; estabilizador-profundor e deriva-leme têm perfis simétricos. Os elerões localizados nas extremidades das asas, são articulados de tal

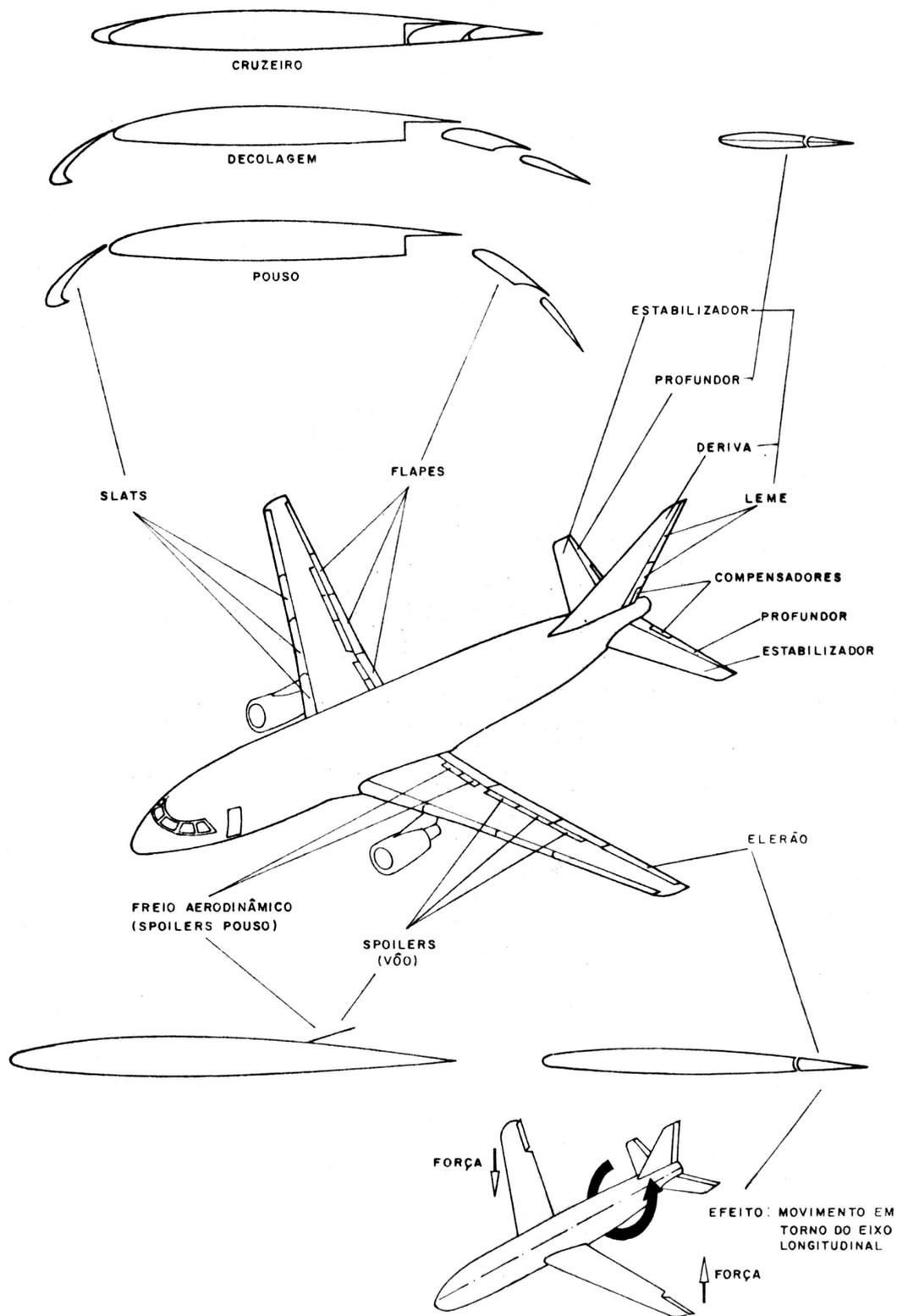


Figura 13. Dispositivos hipersustentadores e de controle de um avião moderno.

modo que quando um sobe o outro desce (ver detalhe da figura 12), fazendo o avião levantar uma ponta de asa e baixar a outra. O mesmo efeito pode ser obtido por um spoiler, dispositivo em forma de placa, localizado no dorso da asa, que quando aberto provoca uma diminuição da sustentação. Em uma moderna aeronave a jato o conjunto de dispositivos hipersustentadores e de comando e controle compreendem:

1. Controles principais nos três eixos: longitudinal (elerões e spoilers); transversal (profundor) e; vertical (leme).
2. Dispositivos hipersustentadores para decolagem e pouso.
3. Freios aerodinâmicos para controle da velocidade durante a descida e pouso.

2.6 Efeito da compressibilidade do ar

Dependendo do grau de compressibilidade do ar em função da velocidade de deslocamento ou mais propriamente, do número de Mach, o vôo pode ser separado nos seguintes intervalos típicos.

Subsônico incompressível	0	< M	< 0,5
Subsônico compressível	0,5	< M	< 0,8
Transônico	0,8	< M	< 1,2
Supersônico	1,2	< M	< 5
Hipersônico	5	< M	

Enquanto o número de Mach do escoamento livre for menor que 0,5, valor considerado típico, os efeitos da compressibilidade podem ser desprezados. Acima desse valor, o arrasto crescerá devido à formação de onda de choque. Geralmente entre $M = 0,70$ e $0,85$ faz-se sentir um abrupto crescimento do arrasto devido à compressibilidade. O enflechamento das asas das modernas aeronaves a jato visa deslocar a zona de aumento do arrasto para as velocidades maiores, ou seja, para $M \cong 0,85$ a $0,90$. A Figura 14 mostra a polar de arrasto típica de um jato de transporte para vários valores de M.

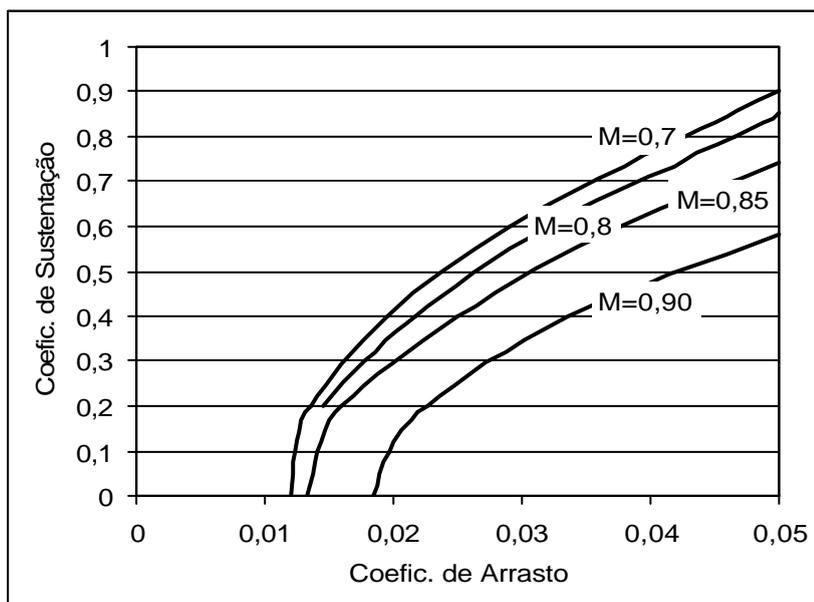


Figura 14. Polares de arrasto de uma aeronave de grande porte, em função do número de Mach ou velocidade do som.

2.7 Nota sobre a massa específica do ar

A massa específica do ar que aparece nas fórmulas básicas é uma característica das condições atmosféricas, composição, altitude, temperatura e umidade do ar. A rigor, em cada situação a massa específica do ar tem um determinado valor. No entanto, fez-se necessário um modelo de atmosfera que fornecesse as várias características em função da altitude. Estabeleceram-se para tanto, alguns modelos de “atmosfera padrão” ou atmosfera tipo, destacando-se a da ICAO (*Internacional Civil Aviation Organization*). No Quadro I são apresentadas algumas das principais características da atmosfera padrão da ICAO.

Quadro I – Atmosfera padrão da ICAO – Resumo adaptado. Fonte: Manual of the ICAO Standard Atmosphere, 2nd ed. 1964.

Altitude Geométrica m	Altitude Geopotencial m	Temperatura °C	Pressão		Massa Específica		Velocidade do Som m/s
			mb	razão	kg/m ³	razão	
-500	-500	18,25	1.074,80	1,06	1,2849	1,05	342,21
0	0	15,00	1.013,25	1,00	1,2250	1,00	340,29
500	500	11,75	954,61	0,94	1,1673	0,96	338,37
1.000	1.000	8,50	898,76	0,88	1,1117	0,91	336,43
2.000	1.999	2,00	795,01	0,78	1,0066	0,82	332,53
3.000	2.999	-4,49	701,11	0,69	0,9095	0,74	328,58
5.000	4.996	-17,47	540,48	0,53	0,7364	0,60	320,54
10.000	9.984	-49,90	265,00	0,26	0,4135	0,337	299,53
11.019	11.000	-56,50	169,75	0,22	0,3639	0,297	295,07
20.000	20.000	-56,50	55,29	0,05	0,0889	0,072	295,07
32.612	32.000	-44,50	8,68	0,008	0,01325	0,001	303,13

Nota: A apresentação original tem tabelas com altitude de 50 em 50 metros e com maior número de casas decimais, além de apresentar outras grandezas características da atmosfera.

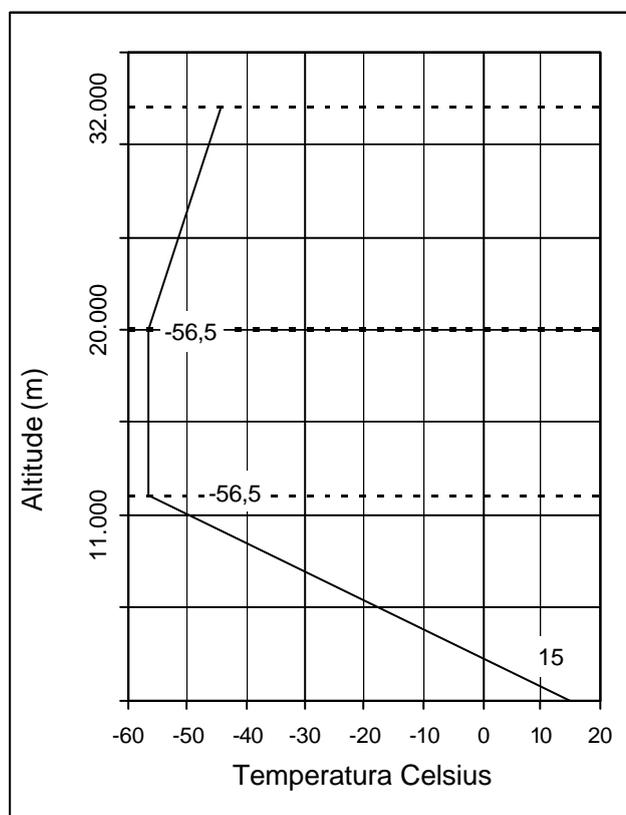


Figura 15. Variação de temperatura com a altitude na atmosfera padrão

Características:

- 1) O ar é um gás perfeito, seco;
- 2) Ao nível do mar:
 - Pressão $P_0 = 1013,250$ mb;
 - Temperatura : $T_0 = 15,00$ °C;
 - Massa específica = $\rho_0 = 1,2250$ kg/m³.
- 3) O gradiente térmico vertical é:
 - a) de -500 m até 11.000 m: $-0,0065$ °C /m;
 - b) de 11.000 m até 20.000 m: zero;
 - c) de 20.000 m até 32.000 m $+0,001$ °C /m;

(em metros geopotenciais)

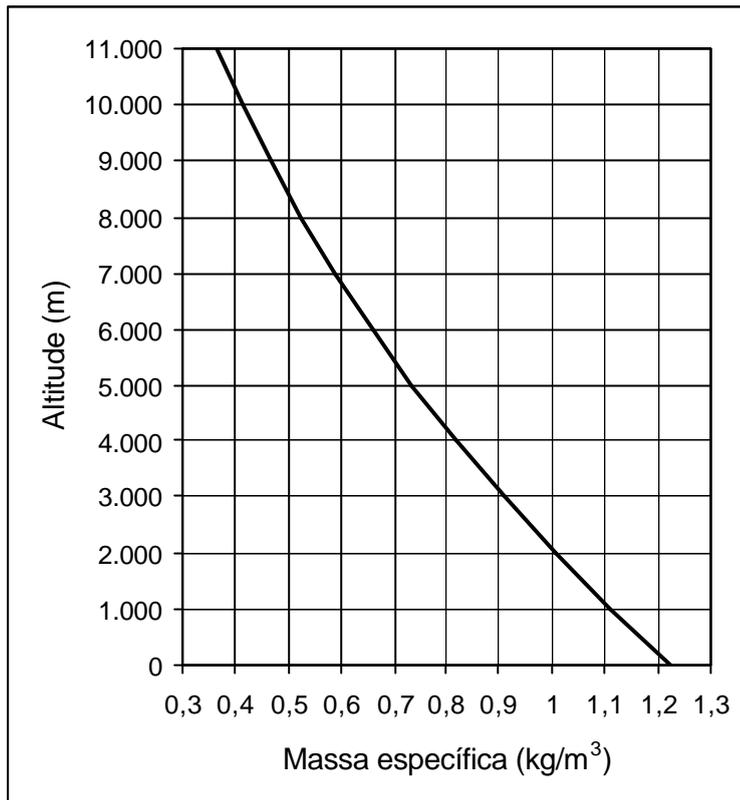


Figura 16. Variação da massa específica do ar com a altitude na atmosfera padrão, até 11.000 m. (Troposfera)

A massa específica é dada pela expressão:

$$\rho = \left(\frac{44330,8 - H}{42266,5} \right)^{4,25588}$$

para ρ em kg/m^3 e

H: altitude em metros

(válida até 11.000 m)

2.8 Características de alguns aviões de transporte

Para dar uma idéia geral dos tipos e características dos aviões fabricados atualmente para o mercado de transporte aéreo civil, foi elaborada a Tabelas 3, dividida em duas partes, que contém dados de alguns dos aviões de transporte representativos.

Tabela 3- Parte 1 - Características de algumas aeronaves comerciais – Dimensões e Pesos.

Fabricante	País	Modelo	Ano de entrada em serviço	Comprimento	Diâmetro fuselagem	Altura	Base	Bitola	Envergadura	Área da asa *	Peso Máximo de Rampa	Peso Máximo de Decolagem	Peso Máximo de Pouso	Peso Zero Combustível	Peso Vazio Operacional
				(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m)	(m ²)	(ton)	(ton)	(ton)
Airbus Industrie	Alemanha,	A319-100	1996	33,84	3,96	11,76	11,05	7,59	34,09	76	75,50	62,5	58,5	57	40,1
Airbus Industrie	Espanha,	A320-200	1988	37,57	3,96	11,76	12,65	7,59	34,09	123	77,40	77	66	62,5	41
Airbus Industrie	França e	A330-200	1998	59	5,64	17,4	22,2	10,69	60,3	362	233,90	233	182	170	120,3
Airbus Industrie	Inglaterra	A340-600	2002	75,3	5,64	17,3	32,89	10,69	63,45	440	381,20	380	265	251	181,9
Boeing	EUA	707-120B	1958 - 1991	44,2	3,76	12,7	15,95	6,73	39,88	217	117,10	117	86,3	77,2	57,6
Boeing	EUA	727-100C	1964 - 1983	40,59	4,01	10,44	16,23	5,72	32,92	129	77,20	76,7	64,7	59,9	41,4
Boeing	EUA	737-200	1968 - 1971	30,53	4,01	11,35	11,38	5,23	28,35	76	52,61	52,39	46,72	43,09	27,12
Boeing	EUA	737-300	1984 - 1999	33,4	4,01	11,15	12,45	5,23	28,89	80	63,50	63,3	52,55	48,3	32,9
Boeing	EUA	737-700	1998	33,63	4,01	12,57	12,6	5,72	34,32	88	70,31	70,08	58,604	55,202	37,648
Boeing	EUA	737-800	1998	39,47	4,01	12,57	15,6	5,72	34,32	88	79,24	79,016	66,361	62,732	41,413
Boeing	EUA	747-300	1980 - 1988	69,8	7,35	19,58	25,62	11	59,64	452	323,40	322,1	265,3	243,31	177,01
Boeing	EUA	747-400	1985	69,85	7,35	19,51	25,6	11	64,92	478	397,80	396,84	285,764	246,074	178,756
Boeing	EUA	747-400F	1989	69,85	7,35	19,54	25,6	11	64,92	478	397,80	396,804	302,093	288,031	165,346
Boeing	EUA	757-200	1982	46,97	4,01	13,74	18,29	7,32	38,05	145	116,10	115,65	95,25	85,3	62,1
Boeing	EUA	767-300ER	1988	54,94	5,41	16,03	22,76	9,3	47,57	240	187,33	186,88	145,15	133,81	90,011
Boeing	EUA	767-300F	1995	54,94	5,41	16,13	22,76	9,3	47,57	240	187,33	186,88	147,871	140,16	86,183
Boeing	EUA	777-200ER	1997	63,73	6,2	18,76	25,88	10,97	60,93	361	287,80	286,9	208,7	195	138,1
Boeing	EUA	777-300	2004	73,86	6,2	18,85	31,22	10,97	64,8	361	352,44	351,533	251,29	237,682	167,829
Embraer	Brasil	EMB 120	1985	20		6,35			19,71		12,07	11,99	11,7	10,9	7,58
Embraer	Brasil	ERJ 145	1995	29,87		6,76			20,04		22,10	22	19,3	17,9	12,114
Embraer	Brasil	EMBRAER 170	2004	29,9	3,35	9,67			26			35,99	32,8		20,94
Fokker	Holanda	F-27-1000 (F50)	1985	23,57		8,32		7,21	29			20,82			
Fokker	Holanda	F-28-100 (F100)	1987	32,51		8,5		4,93	30,22			45,81			
Aeropastiale	Itália	ATR-42-300	1984	22,67		7,59			24,57			16,7			

* Aproximado

Tabela 3- Parte 2 - Características de algumas aeronaves comerciais – Turbinas e desempenho.

Fabricante	País	Modelo	Ano de entrada em serviço	Motorpropulsor		Tração	Tração	Passageiros	Alcance** (km)	Velocidade de Cruzeiro (Mach)	Comprimento de pista para decolagem*** (m)
				Tipo	Quantidade, Marca e Modelo	(lb)	(kgf)				
Airbus Industrie	Alemanha,	A319-100	1996	Turbofan	2X GE CFM56-5 or IAE V2500	21600 - 24000	9.797-10.886	124	3.360 - 6.800	0,82	
Airbus Industrie	Espanha,	A320-200	1988	Turbofan	2X GE CFM56-5 or IAE V2500	22000 - 27000	9.979 - 12.247	150	4.900 - 5.700	0,82	1720
Airbus Industrie	França e	A330-200	1998	Turbofan	2X GE CF6-80E1 ou P&W PW400 ou RR Trent 700	68000 - 72000	30.845 - 32.660	253 - 293	12.500	0,86	
Airbus Industrie	Inglaterra	A340-600	2002	Turbofan	4X RR Trent 500	60.000	27.216	380	14.600	0,86	
Boeing	EUA	707-120B	1958 - 1991	Turbofan	4X P&W JT3D	18.000	8.165	174	6.950 - 7.400	0,8	2450
Boeing	EUA	727-100C	1964 - 1983	Turbofan	3 X P&W JT8D-9	14.500	6.577	106 - 125	2.500 - 4.100	0,73	2365
Boeing	EUA	737-200	1968 - 1971	Turbofan	2 X P&W JT8D-9	14.500	6.577	97 - 136	2.200 - 3.500	0,75	2175
Boeing	EUA	737-300	1984 - 1999	Turbofan	2 x GE CFM56-3B-2	22.000	9.979	149	3.700 - 5.000	0,75	2100
Boeing	EUA	737-700	1998	Turbofan	2 x GE CFM56-7B	24.200	10.977	149	6.038	0,785	1830
Boeing	EUA	737-800	1998	Turbofan	2 x GE CFM56-7B	27.300	12.383	184	5.084	0,785	2165
Boeing	EUA	747-300	1980 - 1988	Turbofan	4 X RR RB211-524B2	50.100	22.725	565 - 608	10.638	0,82	3300
Boeing	EUA	747-400	1985	Turbofan	4 X GE CF6-80C2B1F	57.900	26.263	400	13.135	0,85	3200
Boeing	EUA	747-400F	1989	Turbofan	4 X P&W PW4056	56.750	25.742	-	13.135	0,85	3200
Boeing	EUA	757-200	1982	Turbofan	2 X RR RB211-535E4	40.100	18.189	186 - 239	5.365 - 7.215	0,8	2210
Boeing	EUA	767-300ER	1988	Turbofan	2 X RR RB211-524H	60.600	27.488	216 - 255	7.585 - 11.100	0,8	3353
Boeing	EUA	767-300F	1995	Turbofan	2 X RR RB211-524H	60.600	27.488	-	7.585 - 11.100	0,8	3353
Boeing	EUA	777-200ER	1997	Turbofan	2 X GE GE90-B4	84.700	38.420	305 - 375	10.175 - 15.725	0,84	2590
Boeing	EUA	777-300	2004	Turbofan	2 X GE GE90-115B1	115.300	52.300	339 - 370	10.175 - 13.875	0,84	3020
Embraer	Brasil	EMB 120	1985	Turbohélice	2 X P&WC PW118B*	1800 esHP	1800 esHP	30	1.481	584 km/h	1560
Embraer	Brasil	ERJ 145	1995	Turbofan	2 X RR AE3007A	8.169	3.705	50	2.871	0,68	2270
Embraer	Brasil	EMB 170	2004	Turbofan	2 X GE CF34-8	14.500	6.577	70	3.704	0,82	1590
Fokker	Holanda	F-27-1000	1985	Turbohélice		2500 shp	2500 shp	50	2.822	532 km/h	1356
Fokker	Holanda	F-28-100	1987	Turbofan	2 X RR Tay650-15	16.800	7.620	16740	3.167	0,61	1721
Aeropastiale	Itália	ATR-42-300	1984			1.900 shp	1.900 shp	46	5.040	450 km/h	

** Aproximado, configuração típica.

*** Aproximado, requerido com peso máximo de decolagem ao nível do mar e a uma temperatura de 15°C

Bibliografia:

1. JACOBS, Eastman, N., and ABOOTT, Ira H.: Airfoil Section Data Obtained in the N.A.C.A. Variable-density Tunnel as Affected by Support Interference and Other Corrections. N.A.C.A. Report n° 669, 1939.
2. MIELE, Angelo – Flight Mechanics, vol. 1, Theory of Flight Paths 1^a ed., Reading, Mass, Addison – Wesley, 1962, 416p.
3. INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO – OACI) – Manual of the ICAO Standard Atmosphere, 2nd, Montreal, 1964, Doc. 7488/2, 182p.
4. SIMPSON, Robert W.-Technology for Design of Aircraft Lectures Notes for MIT Courses Flight Transportation Laboratory, MIT, Cambridge, Mass, 1972, 43p.
5. ROBERSON, J.A., CROWE, C.T. – Engineering Fluid Mechanics. John Wiley & Sons Inc, 712 p., 1985.
6. VIEIRA, Rui C. de C. – Atlas de Mecânica dos Fluidos – Fluidodinâmica, São Paulo, Ed. Edgrd Blücher Ltda. – Ed. da Universidade de São Paulo, 1971, 281p.
7. ABBOT, Ira H., Von DOENHOFF, Albert E. – Theory of Wing Sections, New York, Dover Publications Inc, 1959, 693p.
8. BOEING MANAGEMENT COMPANY – Commercial Airplanes. Página de Internet <https://www.boeing.com/commercial>. Acesso em 28/04/2006
9. . U.S. Centennial of Flight Commission - History of Flight —Essay: Theories of Flight (Aerodynamics): Página de internet http://www.centennialofflight.gov/essay_cat/9.htm Acesso em 30/04/2006.
10. Kroo Ilan, Applied Aerodynamics – A digital Textbook-Demonstration Version. Página de Internet: <http://www.desktopaero.com/appliedaero/> Acesso em 30/04/2006.