



A Aeronave

Design Aeronáutico Computacional – 7627
2º Ano da Licenciatura em Engenharia Aeronáutica

Pedro V. Gamboa - 2008



1. Tipos de Aeronaves

- Tal como no dia a dia nos deparamos com uma grande variedade de veículos terrestres, também na actividade aeronáutica existe uma grande variedade de aeronaves, consoante a sua finalidade ou aplicação
- Existem muitos tipos de aeronaves com formas e aplicações diferentes;
- Podem ter formas geométricas, meios de sustentação, meios de propulsão distintos...;
- Por isso, é conveniente distingui-las.

Pedro V. Gamboa - 2008



1.1. Classificação Geral de Aeronaves

- De acordo com o Regulamento de Navegação Aérea Nacional e a terminologia internacional adoptada, as aeronaves classificam-se e são definidas como se segue:

Aeronaves	Aeróstatos	Com motopropulsor	Dirigíveis	Rígidos
				Semi-rígidos
				Flexíveis
		Sem motopropulsor ou Balão	Livres	Esféricos
				Não esféricos
			Cativos	Esféricos
			Não esféricos	
	Aeródinos	Com motopropulsor	Aeroplanos ou Aviões	Aviões terrestres
				Hidroaviões
				Aviões anfíbios
			Helicópteros	Helicópteros terrestres
				Hidroelicopteros
				Helicópteros anfíbios
				Autogiros
			Hidroautogiros	
				Autogiros anfíbios
Ornitópteros				
Sem motopropulsor		Planadores	Planadores terrestres	
			Hidroplanadores	
			Planadores anfíbios	
	Papagaios			

Pedro V. Gamboa - 2008



Dirigível

• **Rígido** - geralmente longo (maior que 120m) e em forma de charuto, com estrutura interna de metal ou madeira e bolsas preenchidas com gás. Exemplo: Hindenburg.

• **Semi-rígido** - com gás pressurizado (envelope) anexado a uma quilha inferior de metal ou madeira. Exemplos: Norge, Itália.

• **Flexível (não rígido)** - envelopes flexíveis grandes preenchidos com gás. Exemplos: Goodyear, MetLife, Fuji.



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Balão

- **Livres** – deslocam-se com o vento.
- **Cativos** – estão presos ao solo e permanecem no mesmo local.



Pedro V. Gamboa - 2008

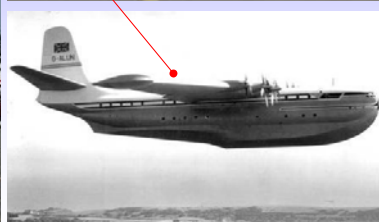


DAC

A Aeronave

Aviões

- **Terrestres** – descolam e aterram a partir de pistas.
- **Hidroaviões** – operam na água através de flutuadores ou casco.
- **Anfibios** – podem operar em terra como na água, pois possuem flutuadores/casco e trem de aterragem.



Pedro V. Gamboa - 2008



Helicópteros

- **Terrestres** – descolam e aterram a partir de pistas com trem de aterragem ou patins.
- **Hidroelicópteros** – operam na água através de flututadores.
- **Anfibios** – podem operar tanto em terra como na água, pois possuem flutuadores/casco e trem de aterragem.

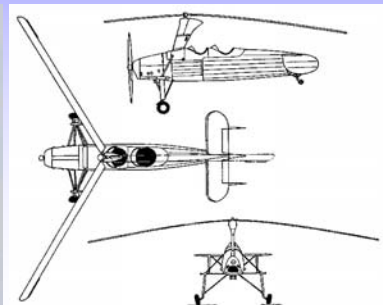


Pedro V. Gamboa - 2008



Autogiros

- **Terrestres** – descolam e aterram a partir de pistas.
- **Hidroautogiros** – operam na água através de flutuadores ou casco.
- **Anfibios** – podem operar em terra como na água, pois possuem flutuadores/casco e trem de aterragem.



Pedro V. Gamboa - 2008



Ornitópteros

- Tanto a sustentação como a propulsão é obtida a partir do batimento das asas.



Pedro V. Gamboa - 2008



Planadores

- A energia para o voo é obtida a partir das massas de ar ascendente.



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Papagaios

- A sustentação é obtida a partir do vento e, normalmente, estão presos por cabos.



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

2. Aplicações das Aeronaves

- A utilização das aeronaves pode dividir-se em duas categorias principais:
 - Aplicações civis;
 - Aplicações militares.
- Dentro de cada uma destas aplicações existem missões específicas e variadas.

Pedro V. Gamboa - 2008



2.1. Aeronaves Cívicas

- São todas as aeronaves não militares:
 - Aeronaves particulares;
 - Aeronaves “Commuter”;
 - Aeronaves de transporte executivo;
 - Aeronaves de transporte comercial:
 - Passageiros;
 - Carga;
 - Aeronaves de combate a incêndios;
 - Aeronaves de acrobacia;
 - Aeronaves de vigilância e salvamento
 - Planadores;
 - Outras aeronaves.

Pedro V. Gamboa - 2008



Aeronaves Particulares



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Aeronaves "Commuter"



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Aeronaves de Transporte Executivo

Gulfstream G450



Embraer ERL-45



Dassault Falcon 7X



Grob SPⁿ



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Aeronaves de Transporte Comercial



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Aeronaves de Carga

Antonov 124 Antonov 2



Antonov 225 Iliushin 76



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Aeronaves de Combate a Incêndios

Bombardier CL-415



Air Tractor AT-802A



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Aeronaves de Acrobacia

Pitts S-2S Special



CAP 232



Sukoi 31



Zivko Edge 540



Extra 300S



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Aeronaves de Vigilância e Salvamento

SkyGuardian



Aerospatiale 350 Squirrel



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Planadores

Genesis 2



Lange Aviation Antares 20M



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Outras Aeronaves

de Havilland DH-82A Tiger Moth II



NZ Aerospace FU24-954



Cessna 188



Perseus

NASA Dryden Flight Research Center Photo Collection
<http://www.dryden.nasa.gov/gallery/photos/index.htm>
NASA Photo: EDC17-0623-17 Date: 1991 Photo by: NASA
Perseus in Flight

Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

2.2. Aeronaves Militares

- São todas as aeronaves com funções militares:
 - Caças;
 - Ataque;
 - Bombardeiros;
 - Treino;
 - Observação, reconhecimento e comunicações;
 - Transporte;
 - Aviões tanque;
 - Helicópteros.

Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Caças



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Ataque



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Bombardeiros



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Treino



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

Observação, Reconhecimento e Comunicações



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

Transporte



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

Aviões tanque



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

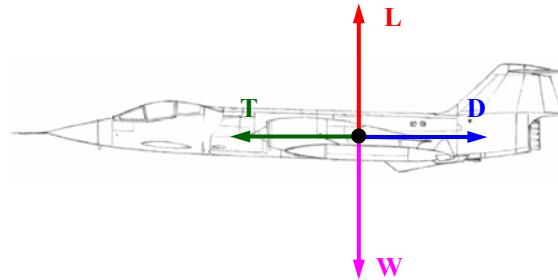
Helicópteros



Pedro V. Gamboa - 2008



3. Forças no Avião



L – Sustentação (força aerodinâmica)

D – Arrasto (força aerodinâmica)

W – Peso (força gravítica)

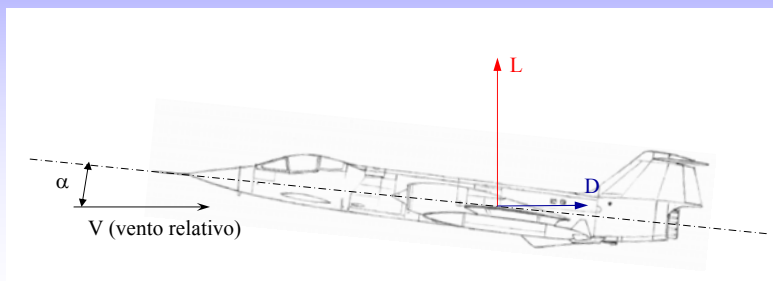
T – Tracção (força propulsiva)

Pedro V. Gamboa - 2008



4. Aerodinâmica

- Resistência aerodinâmica ou arrasto:
 - É a força aerodinâmica que actua na aeronave na direcção do escoamento livre (vento relativo)
- Sustentação:
 - É a força aerodinâmica que actua na aeronave perpendicularmente ao vento relativo



Pedro V. Gamboa - 2008



4.1. Forças Aerodinâmicas

As forças aerodinâmicas devem-se apenas à acção da pressão e das tensões de corte sobre a superfície do avião. Assim, a força aerodinâmica resultante que actua no avião é dada pelo integral

$$\vec{F} = \int_{S_{wet}} \vec{\tau} dS - \int_{S_{wet}} p \vec{n} dS$$

onde S_{wet} é a área molhada que é a área da superfície da aeronave em contacto com o ar, $\vec{\tau}$ é o vector da tensão viscosa que actua na superfície, p é a pressão estática e $\vec{n}$ é o vector unitário normal à superfície que aponta para fora. Assim, o primeiro e o segundo integrais representam as forças viscosas e as forças de pressão, respectivamente.



4.2. Origem do Arrasto

- Arrasto de fricção:
 - Devido à acção das tensões de corte (viscosidade) na superfície do avião;
- Arrasto de pressão:
 - Criado pelas forças de pressão devido à presença da camada limite viscosa na superfície da aeronave. À medida que a espessura da camada limite aumenta e, no caso extermo, separa o arrasto de pressão aumenta;
- Arrasto de onda:
 - Criado pelas forças de pressão na superfície da aeronave devido à presença de escoamento supersónico e, em particular, de ondas de choque;
- Arrasto induzido:
 - Criado pelas forças de pressão devido à presença dos vórtices de ponta de asa (esteira) resultantes da produção de sustentação. ESTe tipo de arrasto existe apenas em escoamentos 3D. Desta forma, os perfis só têm arrasto de fricção, de pressão e de onda;



4.3. Perfis

As forças de sustentação e arrasto do perfil são L' e D' , respectivamente. Representando estas forças em forma de coeficiente tem-se

$$C_l = \frac{L'}{q_\infty c}$$

$$C_d = \frac{D'}{q_\infty c}$$

onde q_∞ é a pressão dinâmica do escoamento dada por

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2$$

e ρ_∞ e V_∞ são a massa específica e a velocidade do ar no escoamento livre, respectivamente. A corda do perfil, c , é usada como dimensão de referência.



4.3.1. Arrasto de fricção (1)

A estimativa do arrasto de fricção é feita a partir de resultados teóricos e experimentais. Do primeiro integral da equação das forças aerodinâmicas tem-se, para duas dimensões,

$$D'_f = \int_{S_{\text{wet}}} \vec{\tau} \cdot \vec{e}_\infty ds$$

Este integral é calculado na direcção do vento relativo usando o vector unitário nesta direcção, $\vec{e}_\infty$, e em torno do contorno do perfil, s .

Como o factor dominante no arrasto de fricção é a tensão de corte de parede, τ_w , tangente à superfície, pode representar-se o arrasto como

$$D'_f \approx \int_{S_{\text{wet}}} \tau_w \vec{t} \cdot \vec{e}_\infty ds$$

onde $\vec{t}$ é o vector unitário tangente à superfície com sentido positivo do bordo de ataque para o bordo de fuga.

4.3.1. Arrasto de fricção (2)

Como, de um modo geral, os perfis são corpos esbeltos pode considerar-se que $\vec{t}_\infty$ é tangente a $\vec{e}_\infty$ ($\vec{t}_\infty \cdot \vec{e}_\infty \approx 1$), obtém-se, para o arrasto de fricção

$$D'_f \approx \int_{S_{wet}} \tau_w ds$$

Adimensionalizando τ_w com a pressão dinâmica, q_∞ , obtém-se o coeficiente de fricção

$$C_f = \frac{\tau_w}{q_\infty}$$

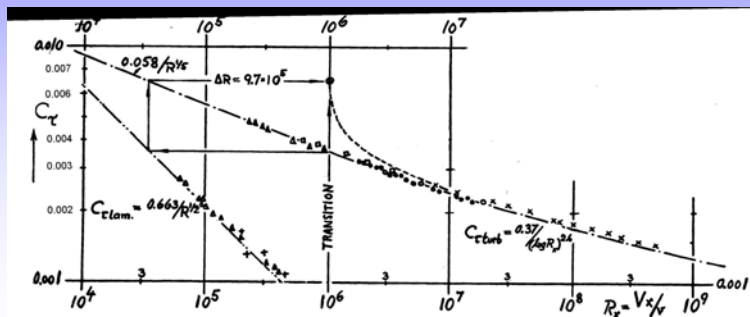
Logo o arrasto de fricção fica

$$D'_f \approx q_\infty \int_{S_{wet}} C_f ds$$

4.3.1. Arrasto de fricção (3)

Em escoamentos com o número de Mach, M , inferior a 1, o coeficiente de fricção numa placa plana é principalmente função apenas do número de Reynolds, Re_x , medido a partir do bordo de ataque, definido como

$$Re_x = \frac{V_\infty x}{\nu_\infty}$$





4.3.1. Arrasto de fricção (4)

Para a maior parte dos aviões o Re é tão grande que o escoamento é laminar apenas numa pequena porção da sua superfície. Assim, podemos assumir um valor médio constante para o coeficiente de fricção baseado na curva do coeficiente de fricção turbulento da placa plana. Desta forma, tem-se

$$D'_f \approx q_\infty \bar{C}_f S_{wet}$$

Como o perfil tem duas superfícies iguais, e desprezando a sua espessura pode assumir-se que o arrasto de fricção é dado por

$$D'_f \approx 2q_\infty \bar{C}_f c$$

e o coeficiente de arrasto de fricção fica

$$C_{df} \approx 2\bar{C}_f$$



4.3.2. Arrasto de pressão

O arrasto de pressão dum corpo esbelto nas condições de projecto é tipicamente pequeno. Segundo Hoerner, o coeficiente de arrasto de pressão mínimo pode ser aproximado por

$$(C_{dp})_{\min} \approx 60 \left(\frac{t_{\max}}{c} \right)^4 C_{df}$$

De um modo geral, este valor, é menos de 10% do arrasto de fricção. No entanto, em ângulos de ataque fora dos valores de projecto, o arrasto de pressão pode tornar-se dominante, ultrapassando grandemente o arrasto de fricção. Como primeira aproximação, Hoerner sugere a expressão

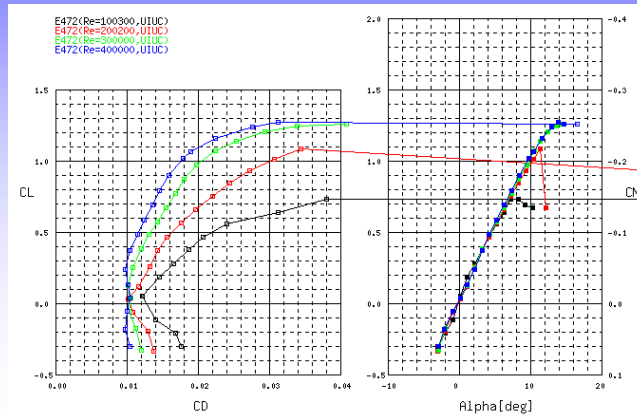
$$C_{dp} = (C_{dp})_{\min} + (C_{df} + C_{dp})_{\min} C_l^2$$

para o coeficiente de arrasto de pressão em ângulos de ataque próximos da condição de projecto.



4.3.3. Arrasto

O coeficiente de arrasto pode ser representado por um função de C_l através de um gráfico ou, analiticamente, através de uma equação. Esta representação chama-se polar de arrasto.



Pedro V. Gamboa - 2008



4.3.4. Sustentação (1)

O coeficiente de sustentação de um perfil pode ser obtido com algum rigor pela teoria do perfil delgado

$$C_l = \frac{2\pi}{\sqrt{1-M_\infty^2}}(\alpha_\infty - \alpha_0)$$

onde α_0 é o ângulo de ataque para sustentação nula. Num perfil simétrico este valor é zero. Num perfil com curvatura positiva este valor é inferior a zero.

$$\sqrt{1-M_\infty^2}$$

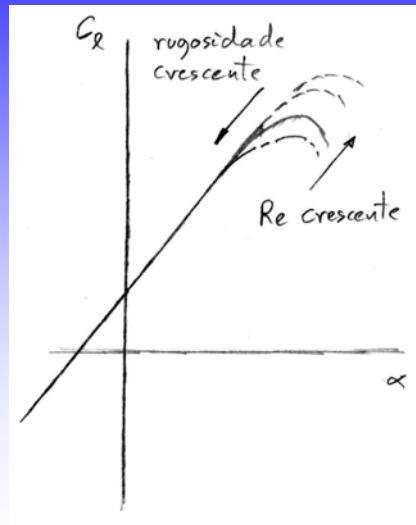
é o factor de correcção devido aos efeitos de compressibilidade, também conhecido por factor de Prandtl-Glauert.

A teoria do perfil delgado não prevê os efeitos da viscosidade no C_l , por isso a curva de sustentação varia linearmente com o ângulo de ataque.

Pedro V. Gamboa - 2008



4.3.4. Sustentação (2)



Pedro V. Gamboa - 2008



4.3.6. Sustentação (3)

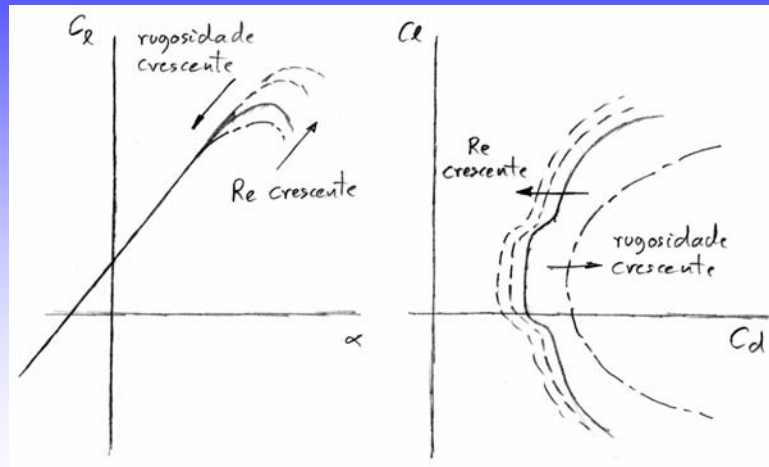
FoilSim II Version 1.5a

NASA

<http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/foil2.html>

Pedro V. Gamboa - 2008

4.3.5. Sustentação e arrasto



Pedro V. Gamboa - 2008

4.4. Asas

As forças de sustentação e arrasto da asa são L e D , respectivamente. Representando estas forças em forma de coeficiente tem-se

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S}$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S}$$

onde q_∞ é a pressão dinâmica do escoamento dada por e S é uma área de referência arbitrária.

Normalmente, esta área é escolhida como sendo a área em planta da asa.

Pedro V. Gamboa - 2008



4.4.1. Arrasto de fricção (1)

A estimativa do arrasto de fricção é feita a partir de resultados teóricos e experimentais. Utilizando a análise feita para o perfil, o arrasto de fricção 3D é dado por

$$D_f \approx q_\infty \int_{S_{wet}} C_f dS$$

Como anteriormente, pode assumir-se um valor médio do coeficiente de fricção e o coeficiente de arrasto de fricção fica

$$C_{Df} \approx \bar{C}_f \frac{S_{wet}}{S}$$

Para asas delgadas $S_{wet}/S \approx 2$, logo pode fazer-se a simplificação, à semelhança do perfil

$$C_{Df} \approx 2\bar{C}_f$$



4.4.2. Arrasto de pressão

A melhor forma de estimar o arrasto de pressão numa asa é usar uma combinação de dados experimentais, dados de voo e CFD. No entanto, numa primeira aproximação pode transpor-se o resultado do perfil para a asa. Assim

$$(C_{Dp})_{\min} \approx 60 \left(\frac{t_{\max}}{c} \right)^4 C_{Df}$$

e, fora das condições de projecto,

$$C_{Dp} = (C_{Dp})_{\min} + (C_{Df} + C_{Dp})_{\min} C_L^2$$



4.4.4. Arrasto induzido (1)

O arrasto induzido pode ser estimado da teoria da linha sustentadora aplicada a asas com enflechamento pequeno. O coeficiente de arrasto induzido é, então,

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

onde A é a razão de aspecto, dada por

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

e b é a envergadura. O parâmetro e é o factor de Oswald ou factor de eficiência aerodinâmica. De acordo com a teoria da linha de sustentação o valor máximo de e é 1. Este valor varia com o ângulo de ataque excepto para a asa elíptica onde o C_l é constante ao longo da envergadura.



4.4.4. Arrasto induzido (2)

O arrasto induzido é, então, dado por

$$D_i = q_\infty S C_{Di} = q_\infty S \left(\frac{L}{q_\infty S} \right)^2 \frac{1}{\pi A e}$$

Substituindo $A=b^2/S$ e simplificando tem-se

$$D_i = \frac{L^2}{\pi q_\infty b^2 e}$$

Desta equação pode conclui-se o seguinte:

- o arrasto induzido aumenta a baixas velocidades;
- o arrasto induzido reduz com o aumento da envergadura;
- o arrasto induzido não depende da área da asa.



4.4.5. Arrasto (1)

O coeficiente de arrasto pode ser representado por um função de C_L através de um gráfico ou, analiticamente, através de uma equação. Esta representação chama-se polar de arrasto.

$$C_D = C_{Dp} + C_{Df} + C_{Di}$$

ou

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

arrasto parasita arrasto induzido

Logo

$$D = D_0 + D_i = q_\infty S (C_{D0} + C_{Di})$$

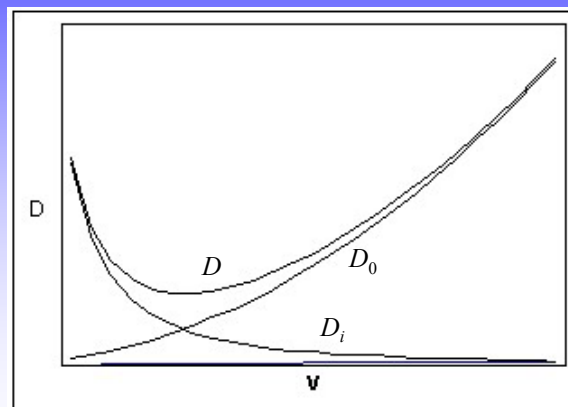
e

$$D = q_\infty S C_{D0} + q_\infty S \frac{C_L^2}{\pi A e} = q_\infty S C_{D0} + \frac{1}{\pi A e} \frac{W^2}{q_\infty S}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



4.4.5. Arrasto (2)



Pedro V. Gamboa - 2008

4.4.6. Sustentação (1)

A sustentação é reduzida pelos vórtices de ponta de asa. A teoria da linha sustentadora fornece o seguinte resultado para o coeficiente de sustentação de uma asa.

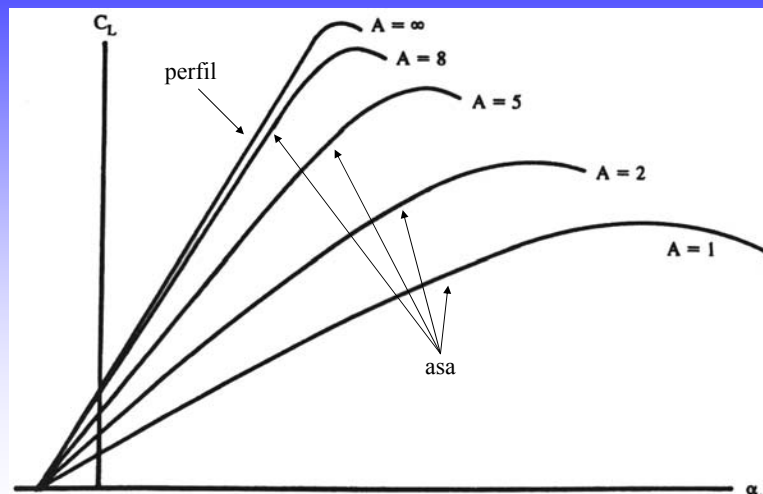
$$C_L = \frac{a}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} (\alpha_\infty - \alpha_0)$$

onde a é o declive da curva de sustentação ($dC_L/d\alpha$) modificado dado, pela mesma teoria, por

$$a = \frac{2\pi}{1 + 2/A}$$

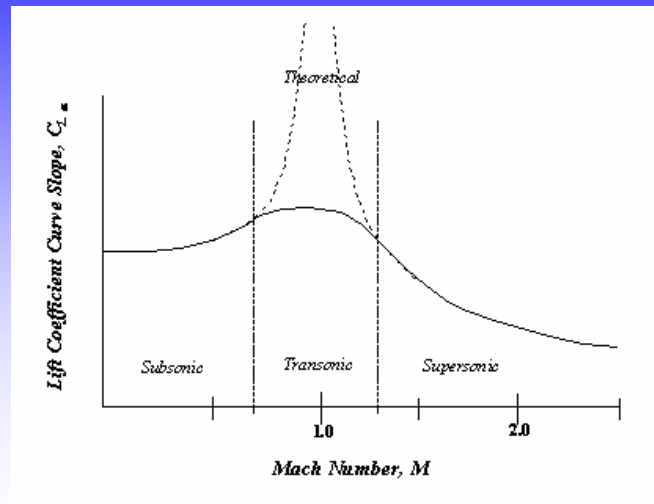
Numa primeira aproximação pode assumir-se que o ângulo de ataque de sustentação nula permanece inalterável (é igual ao do perfil).

4.4.6. Sustentação (2)





4.4.6. Sustentação (3)



Pedro V. Gamboa - 2008



4.5. Informação “on-line”

Beginner's Guide to Aeronautics

NASA

<http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/index.html>

Pedro V. Gamboa - 2008



4.5.1. Sustentação

- Três requisitos para haver sustentação:
 - Vento relativo entre o corpo e o fluido;
 - Curvatura no fluido provocada pela geometria ou incidência do corpo;
 - Dimensão finita do corpo.



4.5.2. Arrasto

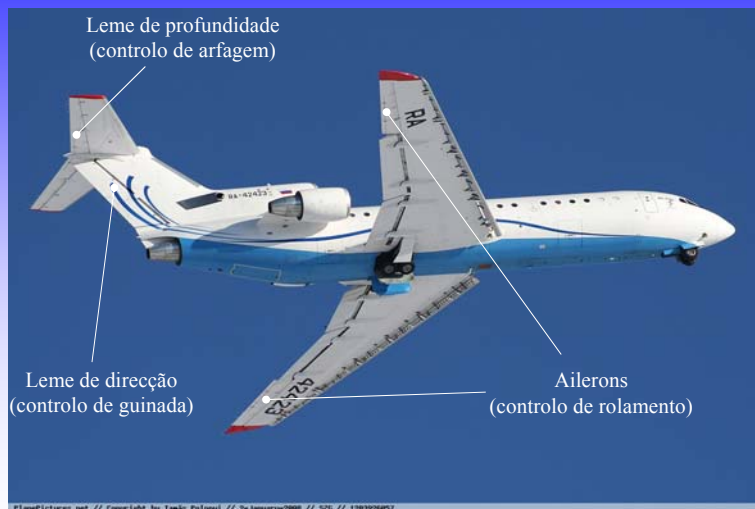
- Dois requisitos para haver arrasto:
 - Vento relativo entre o corpo e o fluido;
 - Dimensão finita do corpo.



DAC

A Aeronave

4.6. Controlos



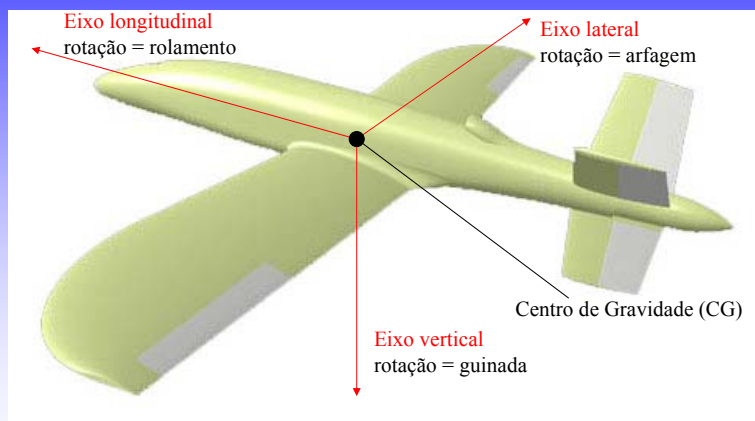
Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

4.6.1. Eixos



Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

4.6.2. Rolamento



PlanePictures.net // Copyright by Tomislav Palomski // 2-January-2008 // 525 // 1283026057

Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

4.6.3. Arfagem



PlanePictures.net // Copyright by Tomislav Palomski // 2-January-2008 // 525 // 1283026057

Pedro V. Gamboa - 2008



4.6.4. Guinada



FlamePictures.net // Copyright by Tomislav Palom // 2-January-2008 // 525 // 1281028057

Pedro V. Gamboa - 2008



5. Estruturas

- As estruturas representam uma área de grande importância nas aeronaves;
- A estrutura de uma aeronave tem uma forma apropriada e é construída com determinados materiais para poder resistir às cargas, a que está sujeita, de uma forma eficiente.
- Assim, vamos apresentar de uma forma sucinta alguns aspectos das cargas, das estruturas e dos materiais.

Pedro V. Gamboa - 2008



5.1. Cargas

- O que são as cargas?
 - As cargas são o conjunto de forças e momentos a que a estrutura da aeronave está sujeita durante a sua operação, tanto em voo como no solo;
- Porquê determinar as cargas?
 - É necessário saber a magnitude e o tipo de cargas que estão aplicadas na aeronave para se poder projectar a estrutura e escolher os materiais que a vão constituir.



5.1.1. Tipos de cargas

- As cargas dividem-se em vários tipos de acordo com a sua origem:
 - **Cargas aerodinâmicas:** estas cargas existem devido à pressão que o ar exerce sobre a superfície do veículo e inclui cargas devido a manobras, rajadas, deflexão das superfícies de controlo e interacção de componentes;
 - **Cargas de inércia:** estas cargas surgem devido à massa dos componentes da aeronave e das acelerações e vibrações a que estes estão sujeitos;
 - **Cargas no solo:** estas cargas ocorrem quando o trem está em contacto com o solo, durante a aterragem e descolagem, durante o rolamento e travagem;
 - **Cargas nos comandos:** o sistema de controlo, constituído por tirantes, cabos, guinóis, roldanas, servos, etc., tem que resistir aos esforços aerodinâmicos transmitidos pelas superfícies de controlo;
 - **Cargas do motor:** o motor também exerce cargas na estrutura da aeronave devido, principalmente, à tracção, ao binário e a vibrações;
- Existem também outras cargas variadas, como por exemplo, resultantes de uma queda, dum choque com uma ave, do sistema de catapulta, etc..



5.1.2. Factor de segurança

- Todas estas cargas vão ser sentidas pela aeronave nas várias fases da sua missão;
- A missão engloba todas as manobras, no solo e no ar, a que a aeronave está sujeita;
- As cargas máximas que vão ser aplicadas na aeronave, durante uma missão normal, chamam-se *cargas limite*;
- No entanto, para projectar a estrutura do veículo usam-se valores superiores a estas cargas, conhecidas como as *cargas finais*;
- A relação que existe entre as duas é o *factor de segurança* que, normalmente, toma o valor de 1,5;
- Assim tem-se

$$FS = \text{factor de segurança} = \frac{\text{carga final}}{\text{carga limite}}$$



5.1.3. Cargas aerodinâmicas

Para falarmos de cargas aerodinâmicas temos que conhecer o conceito de factor de carga. O factor de carga indica qual é o valor da aceleração em questão tendo como referência a aceleração gravítica. Assim, neste caso, o factor de carga toma a seguinte forma

$$n = \frac{L}{W}$$

onde L é a sustentação e W o peso da aeronave.

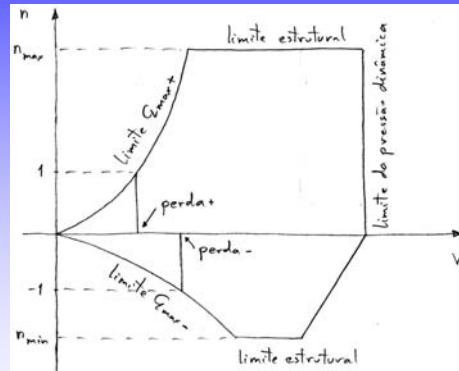
Podemos concluir que, para o avião acelerar na vertical para cima – perpendicularmente ao vento relativo – a sustentação terá que ser superior ao peso.



5.1.3.1. Cargas de manobra (1)

As cargas de manobra existem pelo facto de o avião se deslocar no ar e de manobrar nele. É necessário conhecer quais são os factores de carga resultantes destas manobras.

A figura mostra a variação do factor de carga de manobra com a velocidade. Este gráfico chama-se diagrama n - V de manobra e nele são representados os factores de carga limite a que o avião tem que resistir para cada velocidade de voo.



Pedro V. Gamboa - 2008



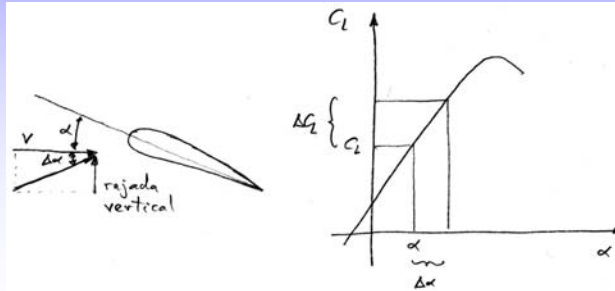
5.1.3.1. Cargas de manobra (2)

As principais limitações são o coeficiente de sustentação máximo e a resistência estrutural. É de salientar que, quando o limite de sustentação positivo intersecta a linha de factor de carga igual a 1 tem-se a velocidade de perda em voo normal e quando o limite de sustentação negativo intersecta a linha de factor de carga igual a -1 tem-se a velocidade de perda invertido.

Pedro V. Gamboa - 2008

5.1.3.2. Cargas de rajada (1)

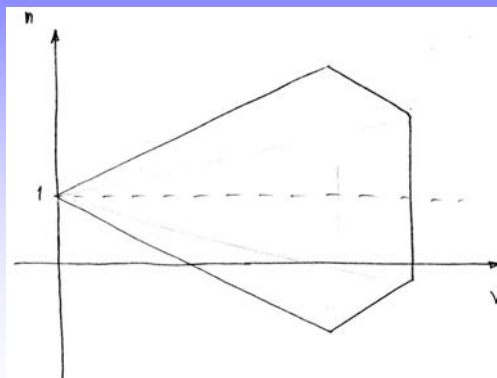
As cargas de rajada ocorrem quando o avião encontra uma massa de ar com velocidade diferente da do ar em que ele se encontra. A massa de ar com velocidade cruzada vai modificar o ângulo de ataque do avião e obrigá-lo a acelerar. Como se pode ver da figura esse incremento no ângulo de ataque leva a um aumento no coeficiente de sustentação e, sabendo a definição de factor de carga, compreende-se o aumento no factor de carga.



Pedro V. Gamboa - 2008

5.1.3.2. Cargas de rajada (2)

Para determinada velocidade de rajada o incremento do factor de carga é proporcional à velocidade do avião, como mostra a figura

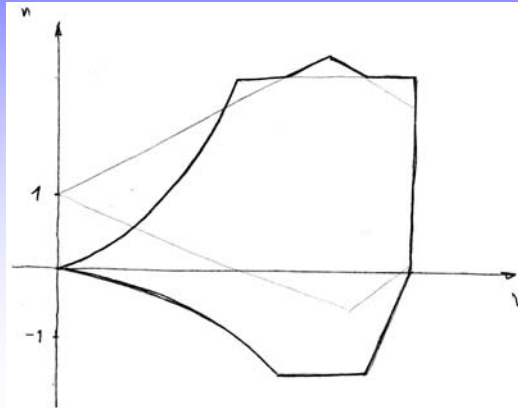


Pedro V. Gamboa - 2008



5.1.3.3. Diagrama n - V combinado

Os diagramas n - V de manobra e de rajada podem ser combinados num só gráfico como mostra abaixo. Aqui, interessam os limites exteriores dos dois diagramas, que são, no entanto limitados pela perda.

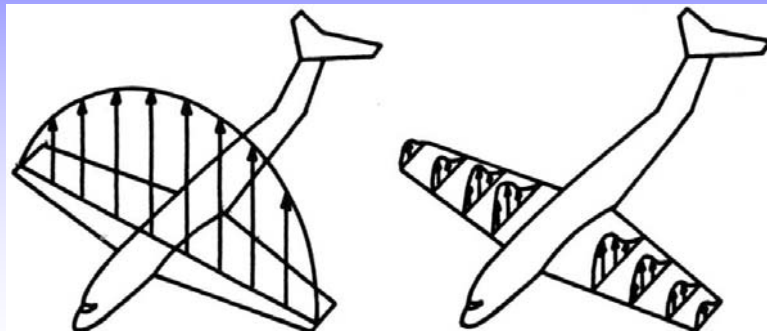


Pedro V. Gamboa - 2008



5.1.3.4. Distribuição de sustentação (1)

A resultante da sustentação representa-se na forma de uma força mas na realidade ela é o somatório de pequenas forças distribuídas pela superfície da asa ou das empenagens. A figura mostra a distribuição de sustentação numa asa, ao longo da envergadura e ao longo da corda.

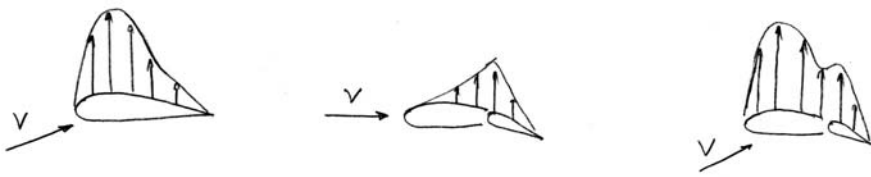


Pedro V. Gamboa - 2008



5.1.3.4. Distribuição de sustentação (2)

A distribuição de sustentação ao longo da corda sofre uma variação quando é deflectida uma superfície de controlo ou um flape, como mostra a figura.



O conhecimento destas distribuições permite determinar os esforços resultantes nas superfícies aerodinâmicas e, assim, proceder ao seu projecto estrutural. É normal usar formas simplificadas para representar estas distribuições, para que o trabalho necessário na determinação das cargas seja acelerado.

Pedro V. Gamboa - 2008

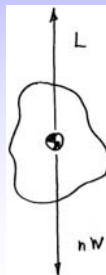


5.1.4. Cargas de inércia (1)

Todos os corpos com massa sujeitos a acelerações estão sujeitos a cargas de inércia. Pode definir-se carga de inércia como sendo o peso do corpo multiplicado pelo factor de carga, de forma que

$$L - nW = 0$$

A figura ilustra esta situação para um corpo arbitrário. É conveniente lembrar que o peso W é a massa multiplicada pela aceleração gravítica.



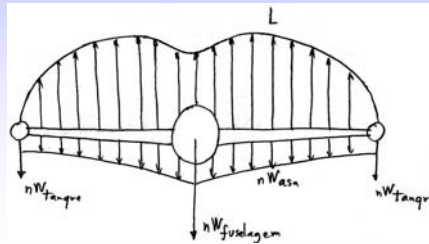
Pedro V. Gamboa - 2008

5.1.4. Cargas de inércia (2)

No caso de um avião, em que temos a sustentação distribuída pela asa e a inércia distribuída pela asa, fuselagem e outros componentes, só existe equilíbrio devido à existência da estrutura, que transmite os esforços para zonas onde possam ser reagidos. Na figura abaixo continuamos a ter

$$L - n(W_{asa} + W_{fuselagem} + 2W_{tanque}) = 0$$

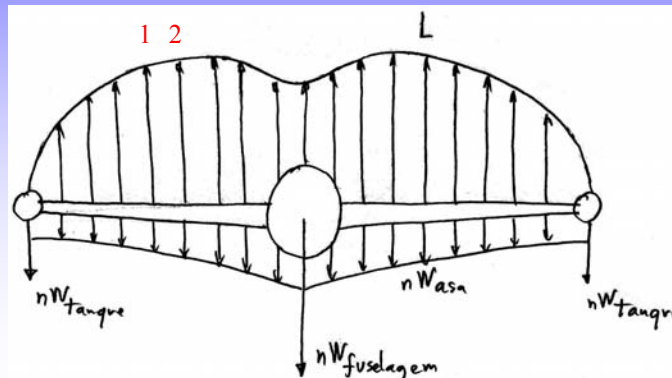
na globalidade, ou seja, a sustentação anula a inércia, mas localmente a reacção da estrutura é que equilibra o sistema.



Pedro V. Gamboa - 2008

5.1.4. Cargas de inércia (3)

Se, por exemplo, considerarmos apenas a parte da asa compreendida entre a estação 1 e a estação 2, vemos que a força resultante não é nula. Caso não existisse uma estrutura adequada essa porção da asa seria arrancada do resto.



Pedro V. Gamboa - 2008



5.1.5. Cargas no solo

Como já foi mencionado anteriormente, as cargas no solo resultam do contacto do avião com o solo, normalmente, através do trem de aterragem. Muito resumidamente, pode dizer-se que a reacção transmitida pelo trem ao avião é igual a um factor de carga – o factor de carga no solo, n_g – multiplicado pelo peso do avião. Assim

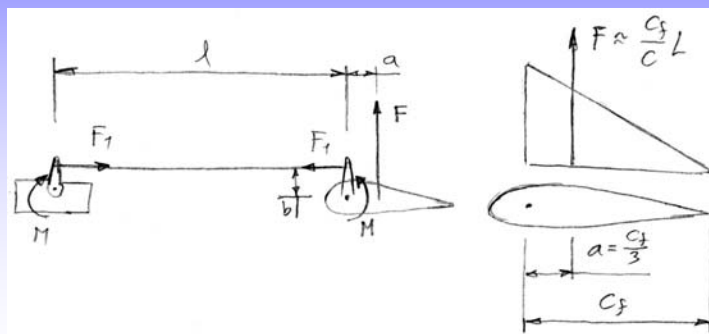
$$R = n_g W$$

Pedro V. Gamboa - 2008



5.1.6. Cargas nos comandos

Os comandos são sistemas que transmitem movimento e força dos servos, comandos ou sistemas de comando para as superfícies de controlo e vice-versa. Desta forma eles têm que ser projectados para resistirem às cargas que surgem durante as manobras da aeronave.



Pedro V. Gamboa - 2008



5.1.7. Cargas no motor

O motor é o elemento do avião responsável pelo movimento, através da tracção. Esta força, bem como o binário do motor e alguma vibração, tem que ser transmitida ao avião para que este acompanhe o motor no seu movimento. A estrutura do suporte do motor fica encarregada dessa tarefa.



5.2. Estrutura

- Para que serve a estrutura?
 - A estrutura dum avião serve para reagir as cargas aplicadas neste e para transmitir os esforços para outros elementos de forma que o avião fique em equilíbrio em todos os pontos.



5.2.1. Fundamentos de estruturas

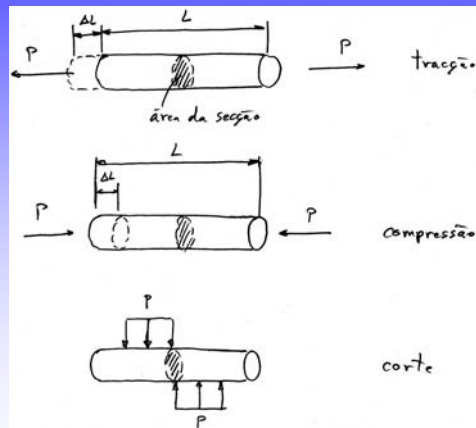
- A forma como os corpos resistem a uma força externa pode ser explicada do seguinte modo:
 - Um corpo consiste em pequenas partículas, ou moléculas, entre as quais actuam forças. Estas forças moleculares resistem à mudança da forma do corpo quando este está sujeito a forças externas. Se forças externas actuarem sobre o corpo, as suas partículas deslocam-se até se estabelecer um equilíbrio entre as forças externas e as forças internas. Diz-se, nesta situação, que o corpo está num estado de deformação;
- Em conclusão, pode dizer-se que um membro estrutural responde a uma carga deformando de forma a reagir com uma força igual à carga externa;
- Existem três tipos básicos de esforços que, combinados, dão origem a outros.

Pedro V. Gamboa - 2008



5.2.1.1. Esforços estruturais básicos

Os três tipos de esforços básicos são a tracção, a compressão e o corte, como mostra a figura. A **tracção**, como o nome indica, é um esforço que tende a afastar as partículas do corpo, pelo que o seu comprimento final aumenta. A **compressão** tem o efeito contrário – as partículas aproximam-se. O **corte** pode ser compreendido como duas camadas de partículas adjacentes que deslizam entre si, à semelhança do corte de uma folha de papel com uma tesoura.

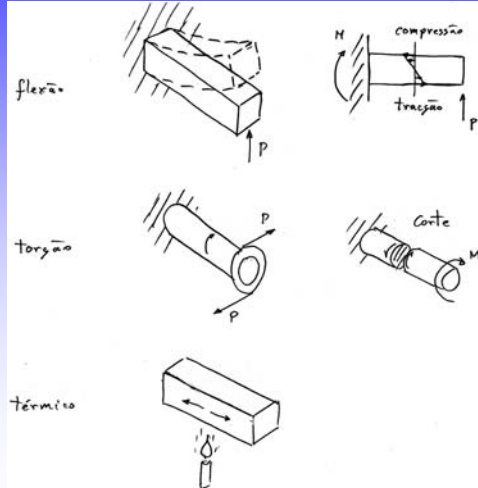


Pedro V. Gamboa - 2008

5.2.1.2. Esforços estruturais combinados

Estes esforços são outras formas dos esforços básicos ou combinações destes. Assim, temos a flexão e a torção. Na figura pode ver-se que a **flexão** é uma combinação de esforços de tracção e de compressão resultantes de um momento ou uma força aplicados no corpo. A **torção** resulta num esforço de corte quando o corpo é sujeito a um binário do tipo ilustrado na figura.

Quando um corpo é sujeito a variações de temperatura também surgem tensões internas resultantes da dilatação ou contracção.



Pedro V. Gamboa - 2008

5.2.1.3. Tensão e deformação (1)

A tensão pode entender-se por analogia à pressão. Se aplicarmos uma força a um corpo com uma dada área de secção essa força vai distribuir-se por essa área. A tensão será, então, a força a dividir pela referida área, ou seja

$$\text{tensão} = \frac{\text{força}}{\text{área secção}} \quad [\text{N/m}^2]$$

A deformação é a variação no comprimento do corpo dividida pelo comprimento inicial, ou seja

$$\text{deformação} = \frac{\text{variação comprimento}}{\text{comprimento inicial}}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



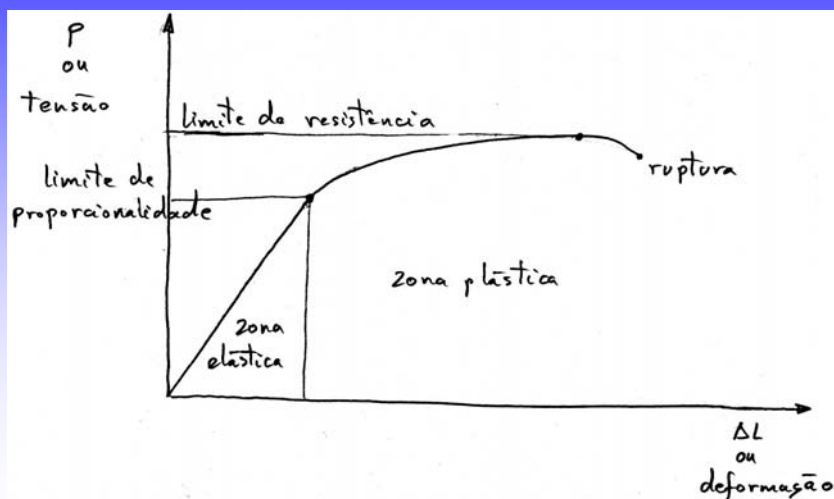
5.2.1.3. Tensão e deformação (2)

Todos os materiais sofrem uma deformação quando sujeitos a uma tensão, como mencionado anteriormente. Existe uma relação constante entre a tensão e a deformação até certo valor de tensão. Esta constante chama-se módulo de elasticidade e é simplesmente a razão entre a tensão aplicada e a deformação sofrida

$$\text{módulo elasticidade} = \frac{\text{tensão}}{\text{deformação}} \quad [\text{N/m}^2]$$



5.2.1.3. Tensão e deformação (3)





5.2.1.3. Tensão e deformação (4)

A tensão onde a curva tensão/deformação deixa de ser uma recta chama-se limite de proporcionalidade e limita uma zona chamada de zona elástica. Se deixarmos de aplicar a tensão, dentro desta zona, o corpo volta à sua forma inicial.

Se continuarmos a aumentar a tensão, a variação deixa de ser linear e entra-se na zona plástica. Aqui, se a tensão for retirada, o corpo mantém uma deformação residual permanente.

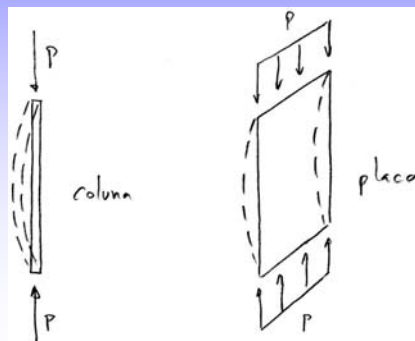
A tensão máxima a que um material resiste antes de partir chama-se, precisamente, tensão máxima ou limite de resistência, podendo ser ligeiramente maior do que a tensão de ruptura. Nos metais a razão entre o limite de resistência e o limite de proporcionalidade é aproximadamente igual a 1,5, daí se usar este valor para o factor de segurança mencionado nas cargas.

Pedro V. Gamboa - 2008



5.2.1.4. Instabilidade

Quando temos colunas mais ou menos longas sujeitas a cargas de compressão pode surgir a instabilidade, ou flambagem. Isto ocorre quando a coluna forma um arco, perdendo a sua geometria inicial, antes de atingir a tensão máxima. A instabilidade ocorre quanto mais longa for a coluna e menor for a secção da mesma. A instabilidade também pode ocorrer em placas.

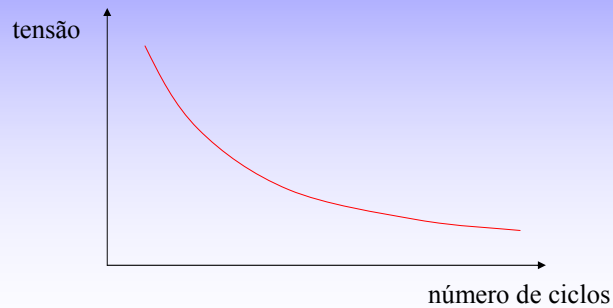


Pedro V. Gamboa - 2008



5.2.1.5. Fadiga

A fadiga é uma forma de falha resultante da aplicação sucessiva de cargas, mesmo resultando em tensões muito inferiores à máxima. No processo de aplicar e retirar a carga surgem micro-fissuras que vão crescendo até que a área da secção reduza ao ponto da tensão real alcançar a tensão de ruptura.



Pedro V. Gamboa - 2008

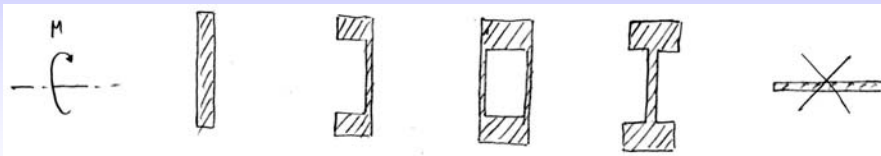


5.2.2. Tipos de estruturas (1)

Já vimos que tipos de esforços a estrutura de um avião tem que resistir. Convém saber que formas estruturais são mais adequadas para resistir a esses esforços. As figuras abaixo mostram as formas simples (secções de vigas) mais apropriadas para resistir aos esforços de flexão, corte e torção.

Existem, como veremos em seguida, estruturas mais complexas que resistem a todos os esforços.

- Secções para resistir à flexão:

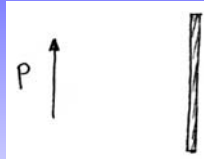


Pedro V. Gamboa - 2008

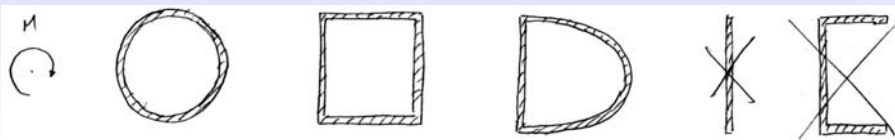


5.2.2. Tipos de estruturas (2)

- Secções para resistir ao corte:



- Secções para resistir à torção:



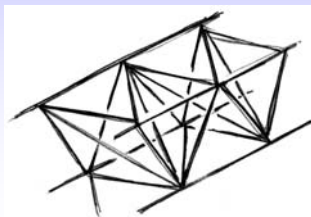
Pedro V. Gamboa - 2008



5.2.2.1. Estrutura em treliça

A treliça é constituída, em cada um dos planos que a compõem, por triângulos que formam uma viga com a geometria desejada. O triângulo tem a particularidade de transmitir esforços quando uma força é aplicada num vértice sem perder a sua forma. Assim, se uma viga em treliça está sujeita à flexão, à torção ou ao corte a estrutura resiste transmitindo esforços de tracção e compressão ao longo das barras que constituem os triângulos.

Normalmente esta estrutura tem secção quadrada ou rectangular pelo que, se a secção final da fuselagem tiver outra forma, é necessário providenciar um suporte para o revestimento aerodinâmico.



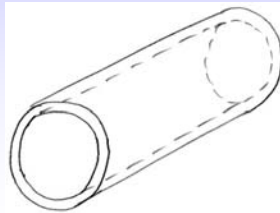
Pedro V. Gamboa - 2008



5.2.2.2. Estrutura monocoque

Na estrutura monocoque, que é constituída apenas por revestimento, todos os esforços são resistidos por ele. Neste caso, diz-se que o revestimento é trabalhante, ou seja, resiste a esforços. Neste tipo de estrutura, como não existe qualquer suporte interno, o revestimento tem que ser suficientemente espesso para resistir à flambagem.

Os materiais compósitos na forma de sanduiche são muito eficientes nesta estrutura. No aeromodelismo esta estrutura também é usada sem a necessidade da sanduiche. A rigidez da estrutura não costuma ser crítica para as espessuras usadas normalmente.



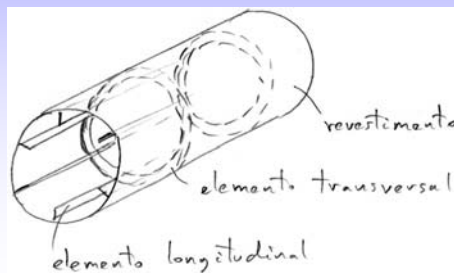
Pedro V. Gamboa - 2008



5.2.2.3. Estrutura semi-monocoque

Esta estrutura tem vários elementos, cada um dedicado a um tipo de esforço. Assim, o revestimento resiste ao corte; os tensores (elementos longitudinais) resistem à flexão, tracção e compressão e as cavernas (elementos transversais) mantêm a forma da secção e reduzem o comprimento dos tensores e das placas do revestimento para que estes resistam à flambagem.

Este tipo de estrutura é predominantemente usado em estruturas em ligas de alumínio, em madeira e em compósito.

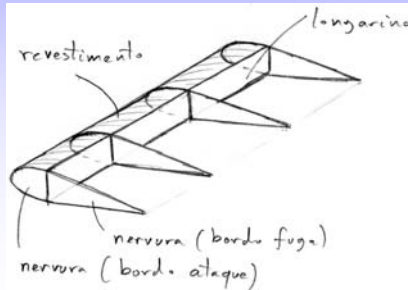


Pedro V. Gamboa - 2008



5.2.2.4. Estrutura de vigas (1)

A asa pode ser construída com uma das três estruturas já descritas mas, devido à geometria do perfil alar (secção da asa comprida e estreita), é mais eficiente e fácil construí-la com combinações de vigas e estruturas monocoque ou semi-monocoque. Assim, a longarina da asa (pode usar-se mais do que uma) é a viga principal à qual são fixas as nervuras, que são as vigas auxiliares que transmitem o corte e a torção à longarina. O revestimento transmite a pressão às nervuras na forma de flexão e corte.



Pedro V. Gamboa - 2008



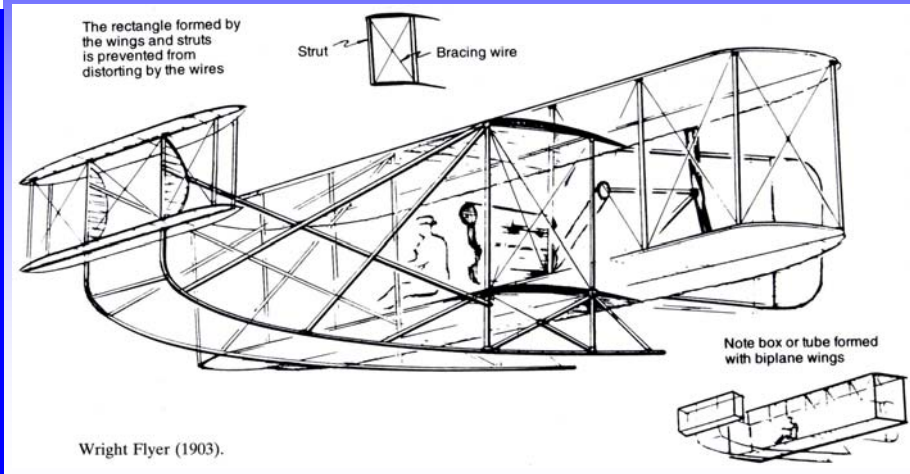
5.2.2.4. Estrutura de vigas (2)

Na asa é necessário ter um elemento que resista à torção resultante da flexão das nervuras, que pode ser um tubo com funções de longarina, ou a caixa de torção constituída pelo revestimento e pela longarina (ou longarinas), formando uma secção fechada.

Pedro V. Gamboa - 2008



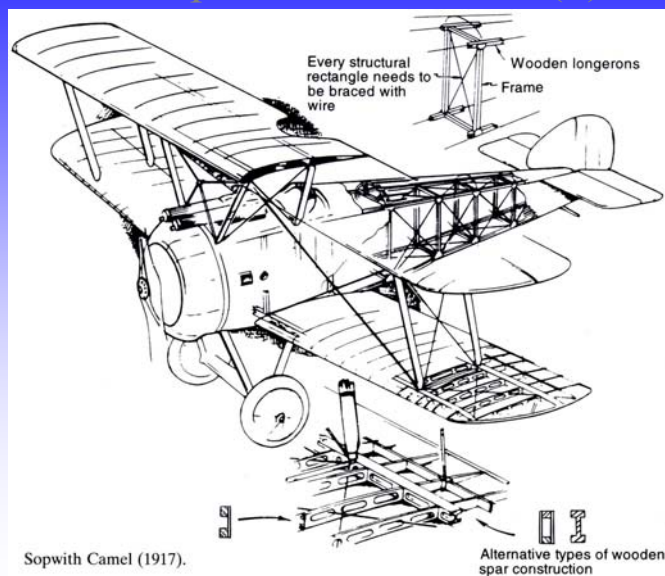
5.2.2.5. Exemplos de Estruturas (1)



Pedro V. Gamboa - 2008



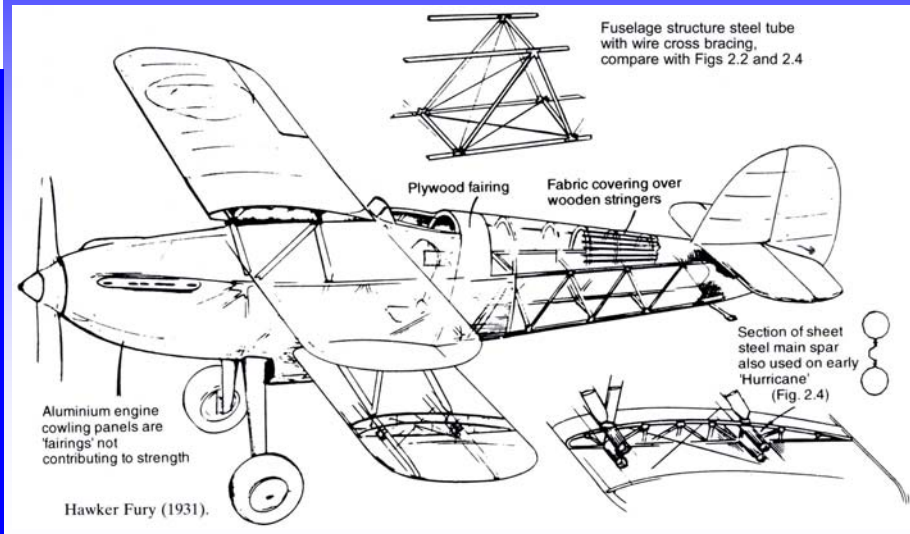
5.2.2.5. Exemplos de Estruturas (2)



Pedro V. Gamboa - 2008



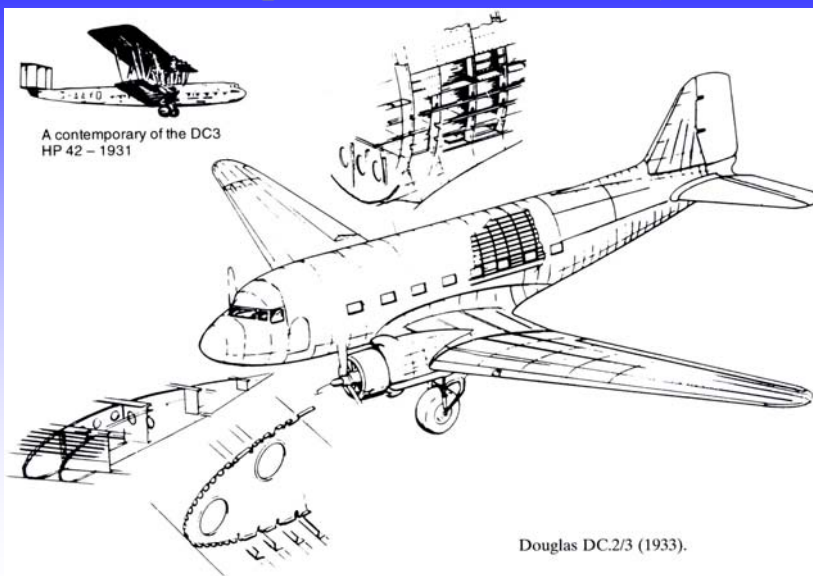
5.2.2.5. Exemplos de Estruturas (3)



Pedro V. Gamboa - 2008



5.2.2.5. Exemplos de Estruturas (4)



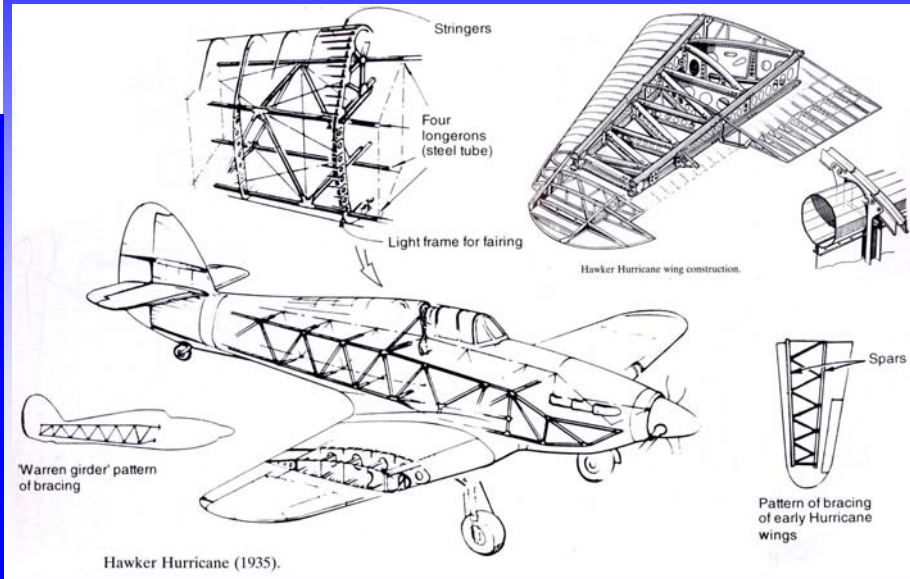
Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

5.2.2.5. Exemplos de Estruturas (5)



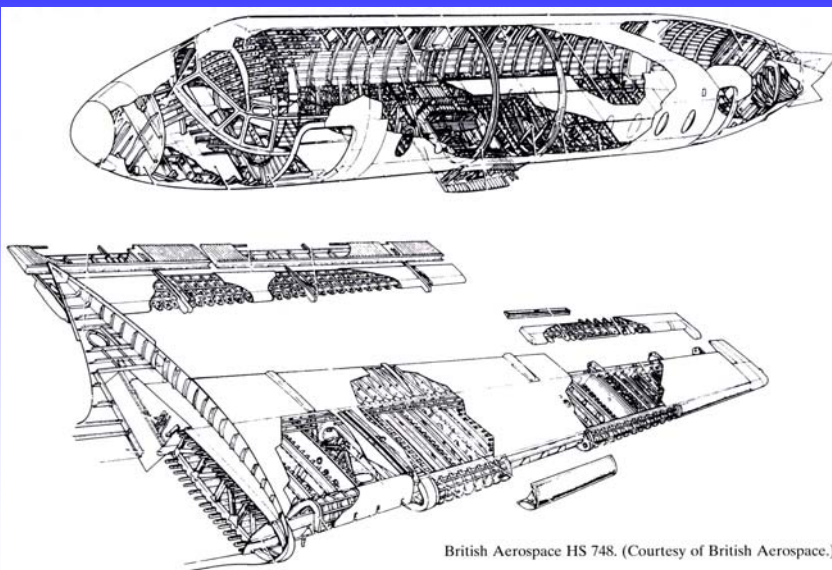
Pedro V. Gamboa - 2008



DAC

A Aeronave

5.2.2.5. Exemplos de Estruturas (6)



Pedro V. Gamboa - 2008



5.2.2.5. Exemplos de Estruturas (7)



Pedro V. Gamboa - 2008



5.3. Materiais

- Para que servem os materiais?
 - A estrutura tem que ter um suporte material para que possa existir. Os materiais usados na construção da estrutura também determinam o seu tipo. O seu projecto envolve, simultaneamente, a definição da geometria e a escolha dos materiais.

Pedro V. Gamboa - 2008



5.3.1. Tipos de materiais

Existem muitos materiais diferentes com características variadas e que, por isso, podem ser aplicados em situações diferentes, de acordo com os resultados pretendidos.

Por simplicidade vamos, aqui, dividir os materiais em dois tipos principais. Os primeiros são aqueles em que as suas propriedades mecânicas são iguais em todas as direcções e os segundos aqueles em que são diferentes em direcções diferentes. Temos, desta forma, no primeiro tipo os metais e no segundo os compósitos.

A propriedade mais importante na selecção dos materiais para a construção é a resistência específica que é definida como a tensão máxima dividida pela densidade do material.



5.3.1.1. Metais (1)

Os metais mais usados na construção aeronáutica são as ligas de aço, ligas de alumínio e as ligas de titânio.

As **ligas de alumínio** são de longe as mais difundidas, uma vez que possuem uma boa resistência específica, têm boa resistência à corrosão e são fáceis de maquinar. Existem várias ligas sendo umas mais dúcteis e resistentes à fadiga e outras mais resistentes a tensões elevadas.

As **ligas de aço** são usadas, com mais frequência, em componentes que necessitam, ao mesmo tempo, de grande resistência e de possuir dimensões reduzidas, como por exemplo trens de aterragem e ferragens (parafusos, porcas, anilhas, rótulas, etc.), ou que necessitem de ser soldados.

As **ligas de titânio** possuem uma resistência específica melhor do que as de alumínio e são capazes de suportar temperaturas quase tão altas como o aço, mas, no entanto, são de difícil maquinação e sensíveis a impurezas, o que as torna muito caras.



5.3.1.1. Metais (2)

material	densidade [kg/m ³]	temperatura limite [°C]	σ_{ly} [MN/m ²]	σ_{tu} [MN/m ²]	E [GN/m ²]	$\sigma_{w/p}$ [10 ⁶ m ² /s ²]
aço (5Cr-Mo-V)	7785	520	1519	1795	207	0,230
aço inoxidável (AM-350)	7813	410	1035	1277	200	0,163
aluminio 2024 clad (chapa)	2770	110	310	483	74	0,174
aluminio 7075 -T6 (chapa)	2798	110	442	497	71	0,178
titânio	4433	380	1000	1105	110	0,249
grafite/epoxy	1551	160	-	1243	145	0,801
boron/epoxy	2022	160	-	1346	207	0,666
fibra de vidro/epoxy	1967	160	-	725	29	0,369
aramid/epoxy	1440	160	-	1380	76	0,958
"spruce"	443	-	42	65	9	0,147
freijó	614	-	-	116	-	0,189
contraplacado	752	-	-	118	-	0,157

Pedro V. Gamboa - 2008



5.3.1.2. Compósitos (1)

Os compósitos são materiais formados por dois constituintes distintos, o filamento e a matriz. Nestes materiais inclui-se a madeira, o vidro/resina, o carbono/resina e o kevlar/resina. O filamento proporciona a resistência e a matriz mantém os filamentos solidários.

A **madeira**, um compósito natural, foi muito usado nos primeiros 40 a 50 anos da aviação. Hoje em dia é usado na construção amadora, em combinação com construção em carbono/vidro/kevlar e no aeromodelismo, sendo algumas madeiras de pinho e a balsa as mais difundidas. A balsa é muito pouco densa, pelo que a sua resistência específica é boa. Tem a desvantagem de ser pouco rígida e, por isso, é substituída pelo pinho quando a rigidez é necessária.

Pedro V. Gamboa - 2008



5.3.1.2. Compósitos (2)

A tabela resume as propriedades de várias madeiras. Estão apresentados três tipos de balsa com resistência crescente.

Nesta tabela, apenas duas madeiras têm uma resistência específica superior à da madeira de balsa mais resistente, mas nenhuma tem uma rigidez específica superior. As madeiras possuem uma resistência específica semelhante aos metais – só os compósitos se destacam.

madeira	ρ [kg/m ³]	σ_m [MN/m ²]	σ_m/ρ [10 ⁶ m ² /s ²]	E [GN/m ²]	E/ ρ [10 ⁶ m ² /s ²]
balsa	128	17,5	0,137	2,8	21,9
balsa	160	25,0	0,156	3,9	24,4
balsa	224	40,0	0,179	6,1	27,2
basswood - tilia americana	417	72,0	0,173	10,2	24,5
spruce - abeto vermelho	449	65,0	0,145	9,0	20,0
yellow pine - pinheiro amarelo	449	69,0	0,154	8,7	19,4
douglas fir - abeto	481	73,0	0,152	9,4	19,5
black walnut - noqueira negra	593	126,5	0,213	11,8	19,9
carvalho	770	107,5	0,140	11,5	14,9
hickory - noqueira branca americana	802	159,5	0,199	14,8	18,5

Pedro V. Gamboa - 2008



5.3.1.2. Compósitos (3)

Os outros compósitos são fabricados adicionando a resina aos filamentos que podem possuir diferentes orientações para melhor responder às solicitações estruturais. O contraplacado também possui esta particularidade: é constituído por várias camadas de madeira coladas entre si e orientadas nas direcções desejadas.

A **fibra-de-vidro** é a menos resistente e a mais densa das fibras mencionadas acima, mas é a mais barata.

O **kevlar** possui a resistência específica a resistência ao impacto mais elevadas mas também é mais caro.

A utilização extensiva da **fibra-de-carbono** está a aproximar-se da fibra-de-vidro, apesar de mais cara, porque oferece uma redução significativa no peso, logo melhor desempenho.

Pedro V. Gamboa - 2008



5.3.2. Propriedades (1)

- Vamos aqui referir algumas propriedades que devem ser tidas em conta quando se escolhe um material estrutural.
- A selecção do “melhor” material depende da sua aplicação. Alguns factores que devem ter-se em conta são:
 - Limite de proporcionalidade;
 - Limite de resistência;
 - Rigidez (módulo de elasticidade);
 - Densidade;
 - Resistência ao impacto;
 - Deformação com o tempo;
 - Resistência à corrosão;
 - Limites de temperatura;
 - Facilidade de obtenção e produção;
 - Facilidade de reparação;
 - Custo.

Pedro V. Gamboa - 2008



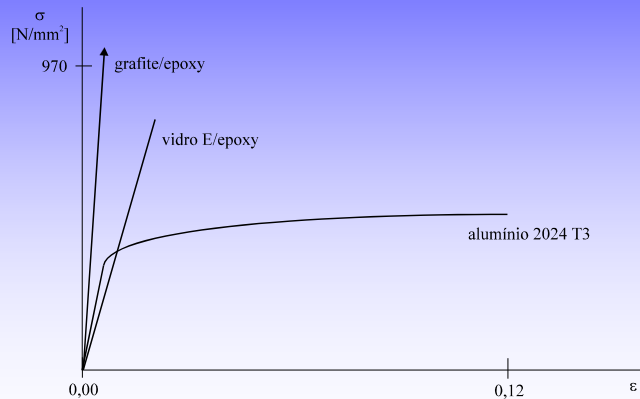
5.3.2. Propriedades (2)

- A rigidez específica é definida como o módulo de elasticidade dividido pela densidade do material. Estes parâmetros são úteis para comparar os vários materiais quanto à sua aplicação.
- A resistência ao impacto mede a energia total por unidade de volume necessária para deflectir o material até ao ponto de ruptura. Um material dúctil, com uma grande zona plástica antes da ruptura absorve mais energia do que um material com a mesma tensão limite mas com pequena deformação antes da ruptura.
- Um material sujeito a carregamentos cíclicos repetidos falha com tensões muito mais baixas do que a tensão limite. O efeito da fadiga é largamente devido à formação e propagação de fissuras. As causas principais para a fadiga são as cargas de rajada, impactos na aterragem e vibrações do grupo moto-propulsor.

Pedro V. Gamboa - 2008



5.3.2. Propriedades (3)



Pedro V. Gamboa - 2008



5.3.2. Propriedades (4)

- Alguns materiais têm tendência de, ao longo do tempo, deformarem lentamente quando sujeitos a tensões baixas mas constantes.
- A corrosão surge nos materiais quando expostos à humidade, água salgada, combustível, óleo, produtos de exaustão dos motores, etc..
- A temperatura de operação de um avião também pode influenciar grandemente a escolha do material. O aço inoxidável, por exemplo, tem grande resistência a temperaturas elevadas.
- Normalmente, quanto melhores forem as propriedades do material, tanto maior será a dificuldade em trabalhá-lo. Por exemplo, os materiais compostos proporcionam uma grande redução de peso mas trazem problemas na fabricação e na reparação.
- O custo do material também afecta a sua escolha. Quanto melhor for o material, mais caro é. A madeira, o aço macio e o alumínio são relativamente baratos e o titânio e os compósitos têm um preço elevado

Pedro V. Gamboa - 2008



5.3.2. Propriedades (5)

- Outros aspectos importantes que afectam a escolha do material são:
 - Aceitação;
 - Acabamento final que se pode obter;
 - Adequação às condições de utilização;
 - Adequação ao equipamento disponível para fabricação;
 - Adequação à nossa capacidade de construção.



5.4. Livros de interesse

- Cutler, J., Understanding Aircraft Structures, Third Edition, Blackwell Science, 1999;
- Smith, Z., Understanding Aircraft Composite Construction, Aeronaut Press, 1996.



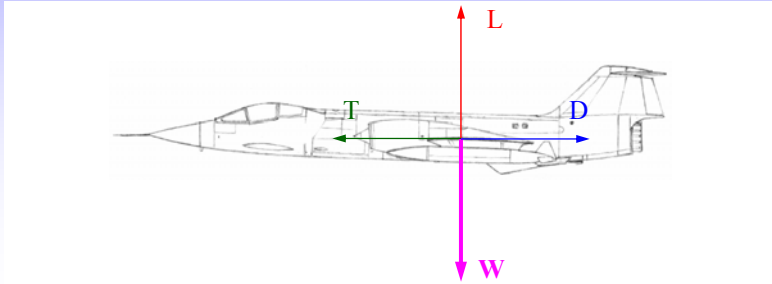
5.5. Peso

O peso da aeronave é representado por

$$W = mg$$

onde m é a massa da aeronave e g é a aceleração gravítica que varia com a altitude.

O peso da aeronave é uma força aplicada no centro de gravidade (CG) e aponta para o centro da Terra.



Pedro V. Gamboa - 2008



5.5.1. Aceleração Gravítica (1)

A lei da gravitação universal estabelece que a matéria atrai a matéria na razão directa das suas massas, M e m , e na razão inversa do quadrado da distância, r , que as separa

$$F_G = G \frac{Mm}{r^2}$$

onde G é a constante de gravitação universal ($6,673 \times 10^{-11} \text{ m}^3/(\text{kg} \cdot \text{s}^2)$).

Considerando que M é a massa da Terra e que m é a massa do avião, então a força de atracção também é dada por

$$F_G = mg$$

Pedro V. Gamboa - 2008



5.5.1. Aceleração Gravítica (2)

Na superfície da Terra, com raio médio de $r_0 = 6,37 \times 10^6 \text{m}$, tem-se

$$F_{G,0} = G \frac{Mm}{r_0^2}$$

$$F_{G,0} = mg_0$$

A distância do centro da Terra ao corpo em questão (avião) pode ser escrita da seguinte forma

$$r = r_0 + h_G$$

A altitude geométrica, h_G , representa a distância geométrica entre o corpo e a superfície da Terra.



5.5.1. Aceleração Gravítica (3)

Das equações acima conclui-se que

$$gr^2 = g_0 r_0^2$$

Logo

$$g = g_0 \frac{r_0^2}{r^2} = g_0 \frac{r_0^2}{(r_0 + h_G)^2} = g_0 \left(\frac{1}{1 + h_G/r_0} \right)^2$$

Esta relação mostra a variação da aceleração da gravidade com a altitude geométrica.

Considerando que a altitude máxima a que os aviões normalmente voam é de 20000m, podemos obter o valor de g nessa altitude

$$g = g_0 \frac{(6,37 \times 10^6)^2}{(6,37 \times 10^6 + 0,02 \times 10^6)^2} = 0,9938 g_0$$



5.5.1. Aceleração Gravítica (4)

Como se pode ver, a variação da aceleração gravítica desde o nível do mar até 20000m de altitude é inferior a 1%.

Tendo em conta esta pequena variação de g nas altitudes em que os voos dos aviões ocorrem, pode considerar-se que g é constante sem perda significativa de precisão.

Na superfície da Terra este valor é de

$$g = g_0 = 9,80665 \text{ m/s}^2$$

Logo o peso do avião para efeitos de estudo é

$$W = mg_0$$

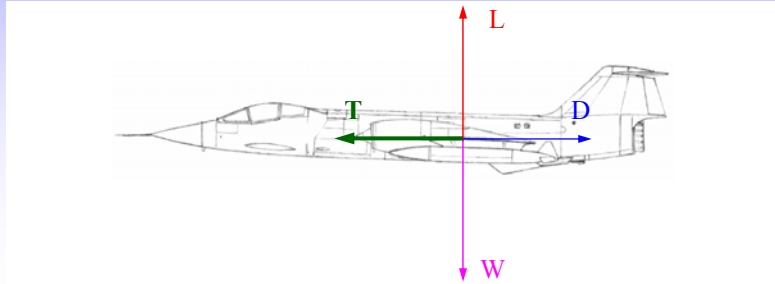


5.5.2. O peso e a estrutura



6. Propulsão

- É necessário compreender como, e em que medida, conseguimos criar uma força de tracção que propulsione o avião, quer seja através dum hélice, quer seja através dum jacto;
- O sistema propulsivo cria a força propulsiva que permite o equilíbrio de forças em voo nivelado:



Pedro V. Gamboa - 2008

6.1. Tracção e potência disponível

Uma força no sentido da velocidade liberta uma potência que contribui para o voo. No caso da tracção, ela tem uma direcção quase idêntica à da velocidade e está sempre apontada no sentido do movimento. A potência que a tracção disponibiliza para o voo é, então,

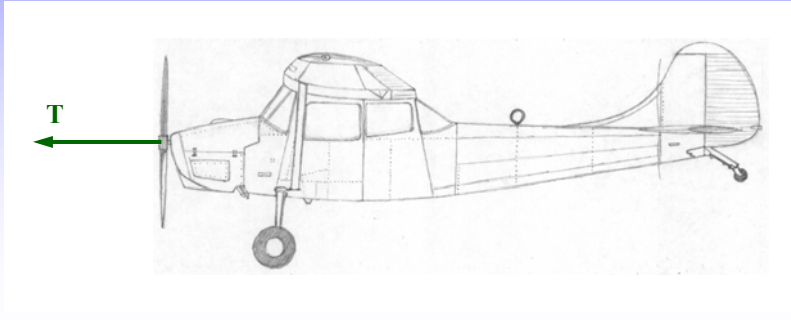
$$P = TV$$

onde T é a tracção ou força propulsiva e V é a velocidade de voo.

Pedro V. Gamboa - 2008

6.2. Propulsão a hélice (1)

Um hélice, em termos de princípio de funcionamento, não é mais do que uma asa (ou mais) rodando em torno dum eixo para que o seu vento relativo tenha uma componente, a maior possível, neste plano de rotação. Ora, se o vento relativo tem uma componente neste plano perpendicular à direcção do movimento do avião, então uma parte da sustentação produzida pela hélice terá a direcção do movimento. Esta força é a tracção.



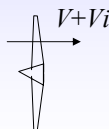
Pedro V. Gamboa - 2008

6.2. Propulsão a hélice (2)

Uma parte da força resultante aerodinâmica sobre a pá é a tracção, na direcção do eixo de rotação do hélice e no sentido do movimento, a parte restante está no plano de rotação e só servirá para produzir um momento que se opõe à rotação do hélice. Este momento terá de ser equilibrado pelo binário do motor, no eixo do hélice, para que este mantenha a rotação.

O vento relativo varia, ao longo do raio da pá, devido à velocidade de rotação, por isso a pá é torcida - para adaptar a incidência de cada secção da pá ao seu vento relativo - mantendo o ângulo de ataque, em cada secção, num valor óptimo, em termos de eficiência aerodinâmica.

A tracção gerada pelo hélice provoca uma aceleração do ar que passa pelo disco definido pela sua rotação.



Pedro V. Gamboa - 2008



6.2. Propulsão a hélice (3)

Um hélice caracteriza-se por um diâmetro e um passo, normalmente dados em cm e, por vezes, em polegadas. O passo do hélice é a distância que o hélice percorreria através do ar, se se movesse como um parafuso.

O passo do hélice deve ser escolhido para se adaptar à velocidade de voo. Normalmente, um hélice de maior diâmetro produz uma tracção maior, para o mesmo passo e velocidade de rotação.

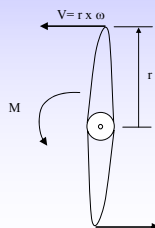


6.2.1. Potência no eixo

Como foi referido, o motor tem que providenciar um binário, ou momento, que mantenha o hélice em movimento. Essa é a função de um motor de potência no eixo.

A potência no eixo não é mais do que o produto do binário do motor pela velocidade de rotação, ω , do hélice.

$$P_{motor} = M\omega$$





6.2.2. Motor a pistão

Nos motores a pistão, tratando-se de um motor de combustão interna, necessitamos de um combustível que pode ser diferente consoante o tipo de motor.

O binário no eixo é aproximadamente proporcional à cilindrada do motor e a potência dependerá principalmente da velocidade de rotação atingida pelo hélice que depende sobretudo das características do hélice.

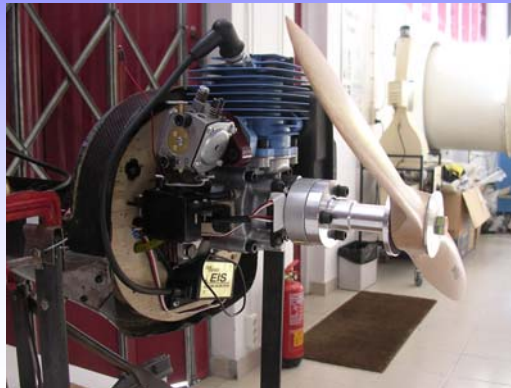
Por exemplo, para o aeromodelismo, existem os seguintes tipos de motores a pistão:

- Motores de ignição por faísca a 2 tempos e 4 tempos;
- Motores de vela incandescente (*Glow Plug*), de 2 tempos e 4 tempos;
- Motores de ignição por compressão.



6.2.2.1. Motor de ignição por faísca

Estes motores não são muito usados pelo seu elevado preço. Só estão disponíveis para grandes cilindradas a partir 20cm³. A vantagem reside no combustível que, tratando-se de gasolina com óleo de lubrificação, tem um preço mais acessível.





6.2.2.2. Motor de vela incandescente

Estes são os motores mais usados em aeromodelos - consomem um combustível à base de álcool metílico, óleo lubrificante e nitrometano. Estão disponíveis a partir de $0,5\text{cm}^3$ até 20cm^3 . Os mais usados estão entre os 4cm^3 e os 10cm^3 , a 2 tempos, e entre os 6cm^3 e os 15cm^3 a 4 tempos.



2 tempos



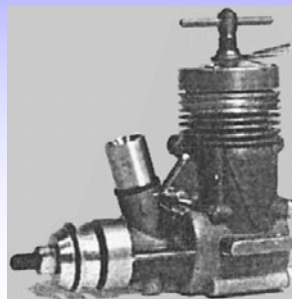
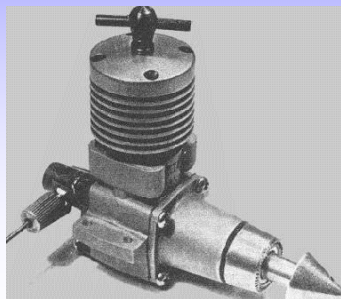
4 tempos

Pedro V. Gamboa - 2008



6.2.2.3. Motor de ignição por compressão

Os motores de inflamação por compressão, conhecidos por Diesel para aeromodelos, foram muito usados para voo circular, mas caíram em desuso pois, normalmente, produzem mais vibração do que os de vela incandescente, especialmente para cilindradas acima dos $2,5\text{cm}^3$. Para além disso, são muito sensíveis à afinação do contra-pistão que regula a sua razão de compressão. O combustível usado é composto por óleo de lubrificação, parafina e éter.



Pedro V. Gamboa - 2008

6.2.3. Motor eléctrico

Os motores eléctricos têm ganho muito terreno aos motores a combustão interna. Isto porque se têm tornado muito leves para a potência que desenvolvem, embora os seus problemas de peso continuem a residir nas baterias. No entanto, as baterias têm evoluído rapidamente, e hoje assistimos a uma adesão muito forte à motorização eléctrica .

As vantagens dos motores eléctricos são, grande fiabilidade, suavidade de operação, quase ausência de vibrações, economia na operação e a limpeza – pois não jogam óleo pelo escape, como os motores que vimos anteriormente .

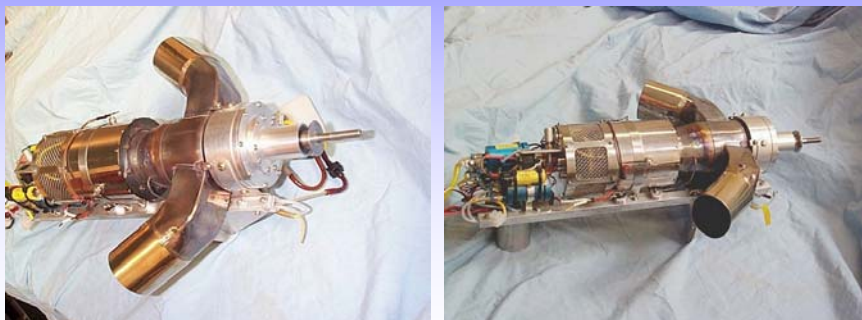
A utilização de uma caixa redutora da velocidade de rotação do eixo permite o accionamento de hélices de maior diâmetro, aumentando, assim, a tracção.



Pedro V. Gamboa - 2008

6.2.4. Motor turbo-eixo

A última novidade, no campo dos motores de potência no eixo, são os turbo-eixo. Estes motores são turbinas de gás com um eixo de saída de potência a alta rotação. O seu consumo, a sua operação delicada e o seu preço, fazem com que apenas autênticos especialistas possam operá-los.

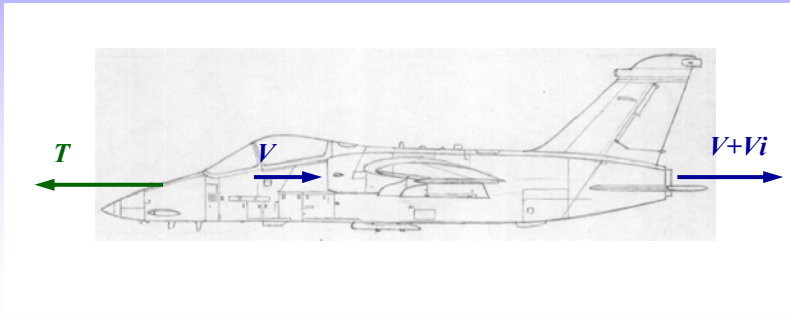


Pedro V. Gamboa - 2008



6.3. Propulsão a jacto

A propulsão a jacto, no aeromodelismo, não é muito usada, no sentido vulgar do termo se atendermos ao facto de que o hélice não faz mais do que aumentar a velocidade do ar que passa pelo seu disco de uma velocidade V_i . Tanto assim que, frequentemente, são usadas hélices escondidas que funcionam como ventiladores, impelindo o ar para trás, acelerando-o e produzindo assim uma força de tracção. Desta forma voam muitas maquetas de aviões a jacto.



Pedro V. Gamboa - 2008



6.3.1. Motor Turbojacto

A aplicação do motor turbojacto em aeromodelos, é uma realidade recente, mas, por enquanto, limitada a um grupo restrito de aeromodelistas experientes e com mais recursos financeiros.



Pedro V. Gamboa - 2008



6.3.2. Motor Pulsojacto

O pulsojacto tem sido usado desde há décadas pela sua simplicidade, mas o seu ruído ensurdecedor, elevado consumo de combustível e grande aquecimento, sempre condicionaram a sua aplicação em larga escala.



Pedro V. Gamboa - 2008



6.4. A tracção



Pedro V. Gamboa - 2008