

UNIVERSIDADE
BEIRA INTERIOR

Estruturas e Cargas

Projeto de Aeronaves (15096)

Licenciatura em Engenharia Aeronáutica

2024

Pedro V. Gamboa

Departamento de Ciências Aeroespaciais

Faculdade de Engenharia



1. Introdução

- Num projeto conceptual típico não é comum determinar as cargas aplicadas na aeronave ou fazer alguma análise estrutural, a menos que seja uma configuração inovadora
- Nesta fase do projeto a estrutura entra apenas na estimativa do peso e dos conceitos a adotar
- No projeto preliminar e detalhado a análise e o projeto estrutural têm uma importância preponderante
- Porquê determinar as cargas? Para que a estrutura possa ser dimensionada é necessário conhecer as forças e momentos a que está sujeita



1. Introdução

- Na análise inicial usam-se métodos tradicionais no dimensionamento estrutural. À medida que o conhecimento da estrutura aumenta, os métodos numéricos são mais adequados



2. Categorias de cargas

Aerodinâmica

- manobra
- rajada
- deflexão controlos
- interação componentes
- “buffet”
- granizo (19 mm)

Aterragem

- fator carga vertical
- aceleração roda
- aceleração perna
- derrapagem
- uma roda
- gancho
- travagem

Outros

- atrelado
- suspensão
- pressurização
- choque ave
- atuação
- queda
- pressão combustível

Inércia

- aceleração
- rotação
- dinâmica
- vibração
- “flutter”

Descolagem

- catapulta
- abortada

Rolamento

- altos pista
- volta

Motor

- tração
 - torque
 - efeitos giroscópicos
 - vibração
 - pressão tubeira
 - ondas choque tubeira
 - perda pá/hélice
 - quebra
-



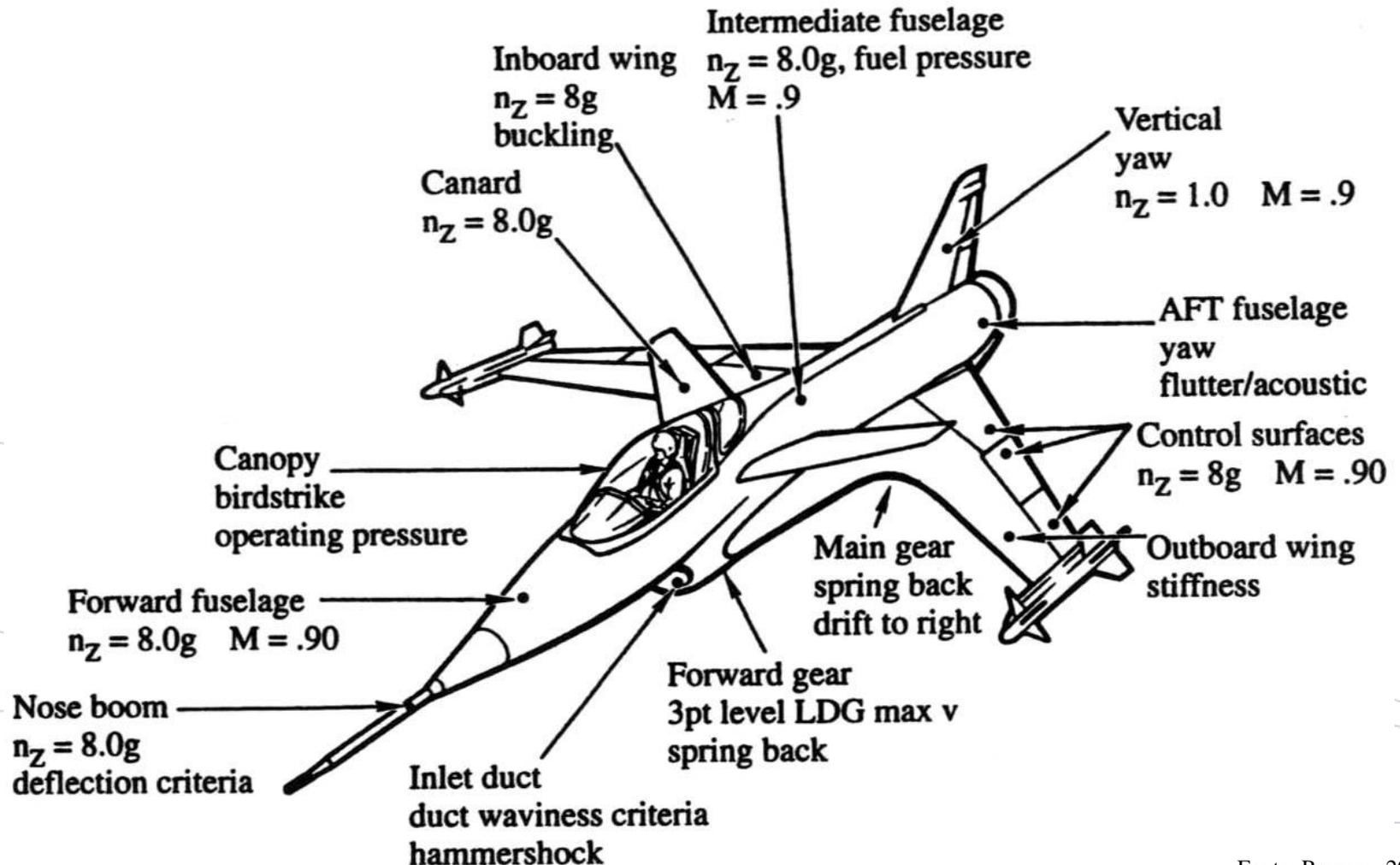
2. Categorias de cargas

- Carga limite – carga máxima que a aeronave encontra na sua operação normal. Cargas limite não provocam deformação permanente
- Carga final – carga máxima que a estrutura suporta antes da ruptura. Cargas superiores à limite provocam deformação permanente
- Fator de segurança (FS) – Carga final = FS x Carga limite. Em aeronáutica FS = 1,5
- Fator de qualidade (FQ) – Tem em conta incertezas na homogeneidade dos materiais e na qualidade da construção. Tipicamente FQ = 1,15~1,25.
- Carga admissível – carga de dimensionamento:
 - Carga admissível = Carga final/(FSxFQ)
 - Carga admissível = Carga limite/FQ



2. Categorias de cargas

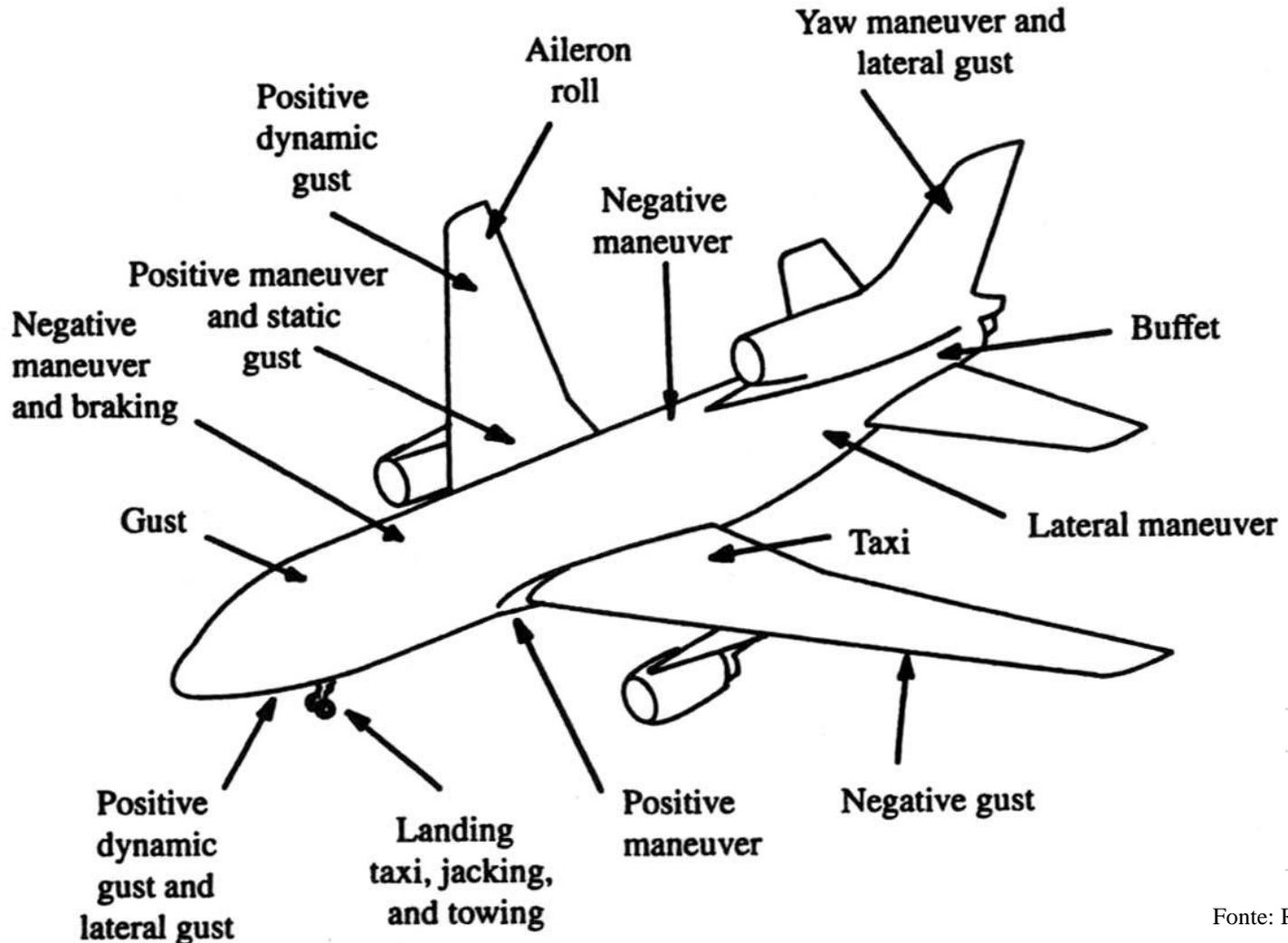
2.1. Cargas críticas





2. Categorias de cargas

2.1. Cargas críticas





3. Cargas aerodinâmicas

- Fator de carga normal – $n_z = a_z/g$

	n+	n-
Aviação geral - normal	2,5 a 3,8	-1,0 a -1,5
Aviação geral - utilitário	4,4	-1,8
Aviação geral - acrobático	6,0	-3,0
“Homebuilt”	5,0	-2,0
Transporte	3,0 a 4,0	-1,0 a -2,0
Bombardeiro estratégico	3,0	-1,0
Bombardeiro tático	4,0	-2,0
Caça	6,5 a 9,0	-3,0 a -6,0

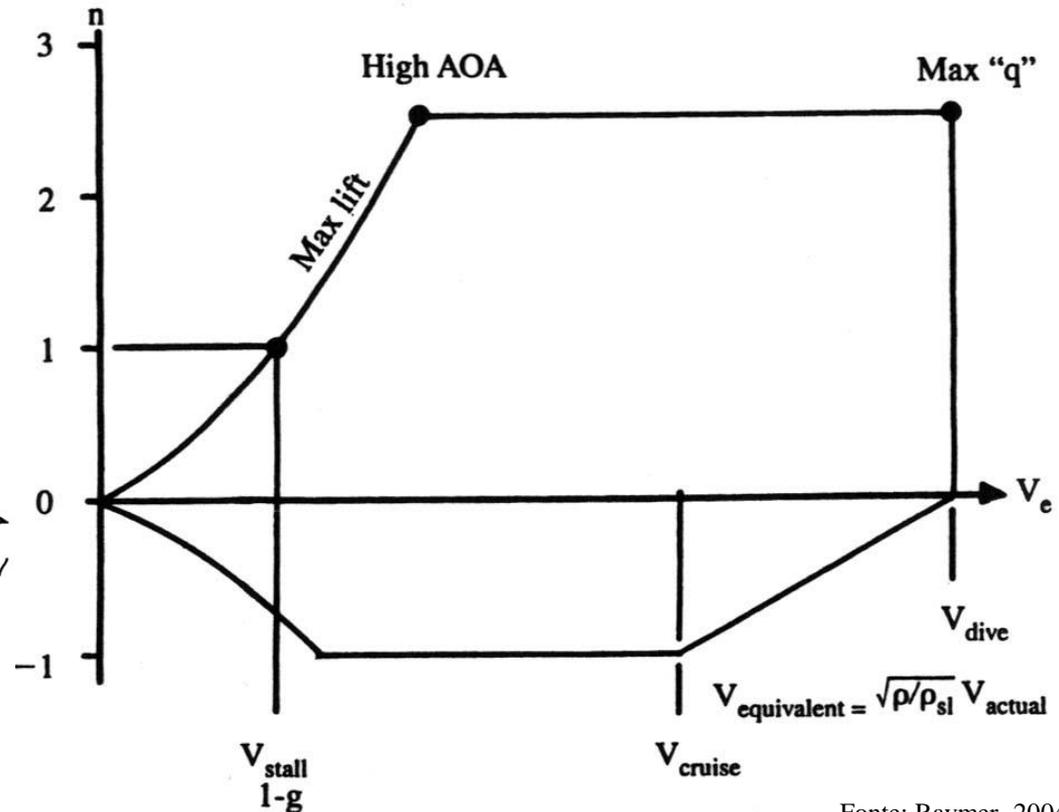
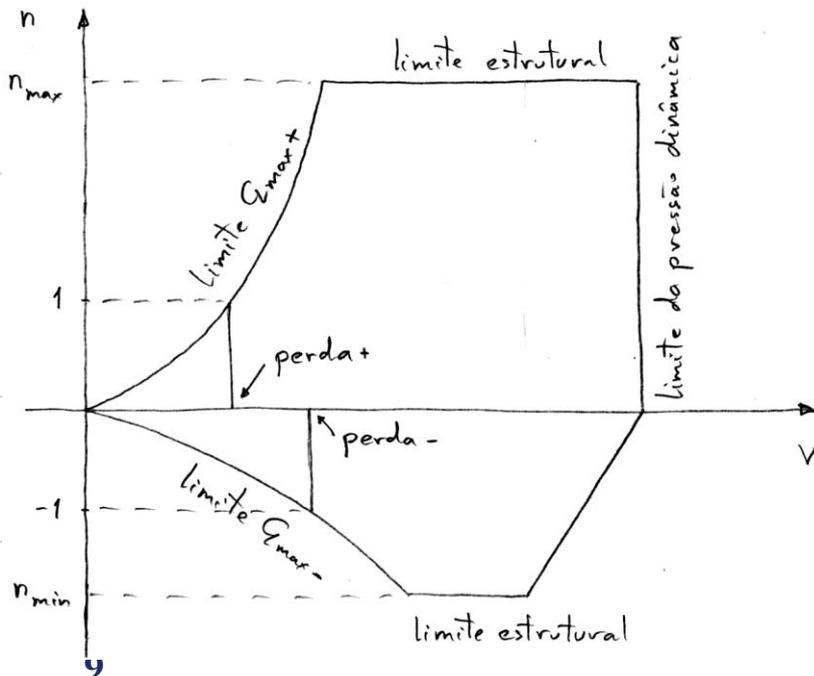


3. Cargas aerodinâmicas

3.1. Cargas de manobra

- Diagrama V-n:

$$- n = 0,5\rho V^2 SC_{Lmax}/W$$

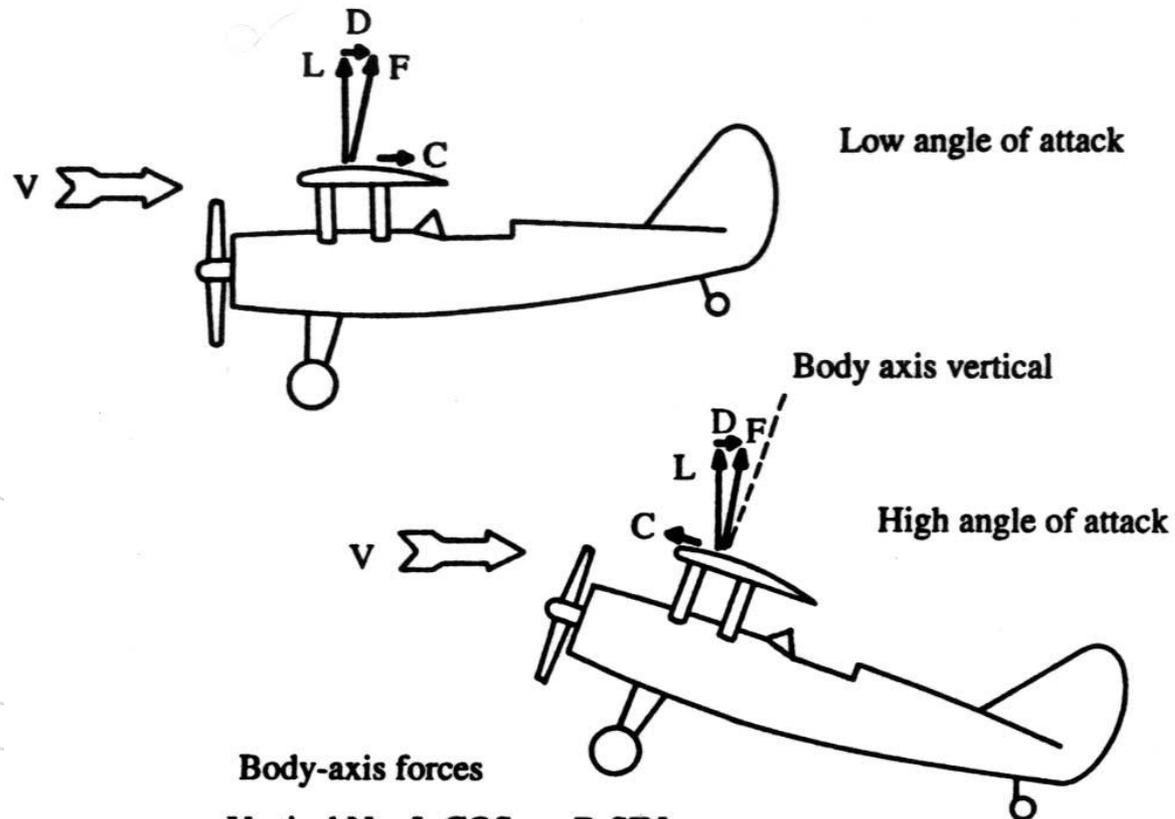




3. Cargas aerodinâmicas

3.1. Cargas de manobra

- Forças nas asas



$$\text{Vertical } N = L \cos\alpha + D \sin\alpha$$

$$\text{Chordwise } C = D \cos\alpha - L \sin\alpha$$

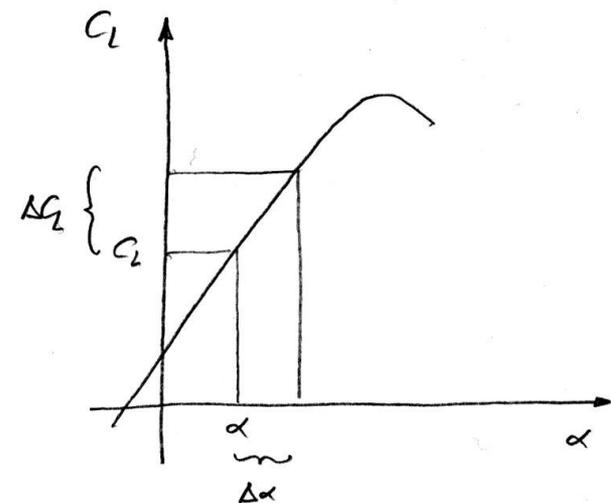
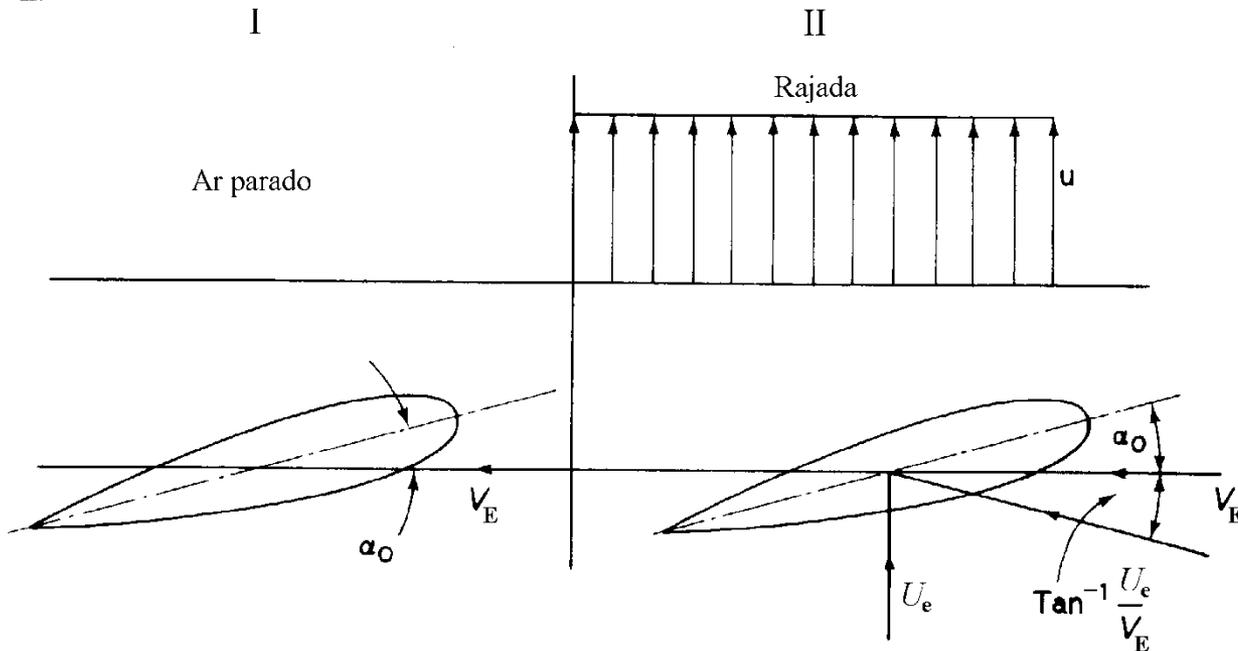


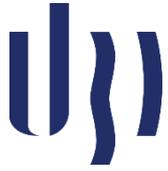
3. Cargas aerodinâmicas

3.2. Cargas de rajada

- Incremento do fator de carga:
 - $\Delta\alpha = \text{tg}^{-1}(U/V) = U/V$
 - $\Delta L = 0,5\rho V^2 Sa \Delta\alpha = 0,5\rho V Sa U$
 - $\Delta n = \Delta L/W = \rho UVa/[2(W/S)]$

gas





3. Cargas aerodinâmicas

3.2. Cargas de rajada

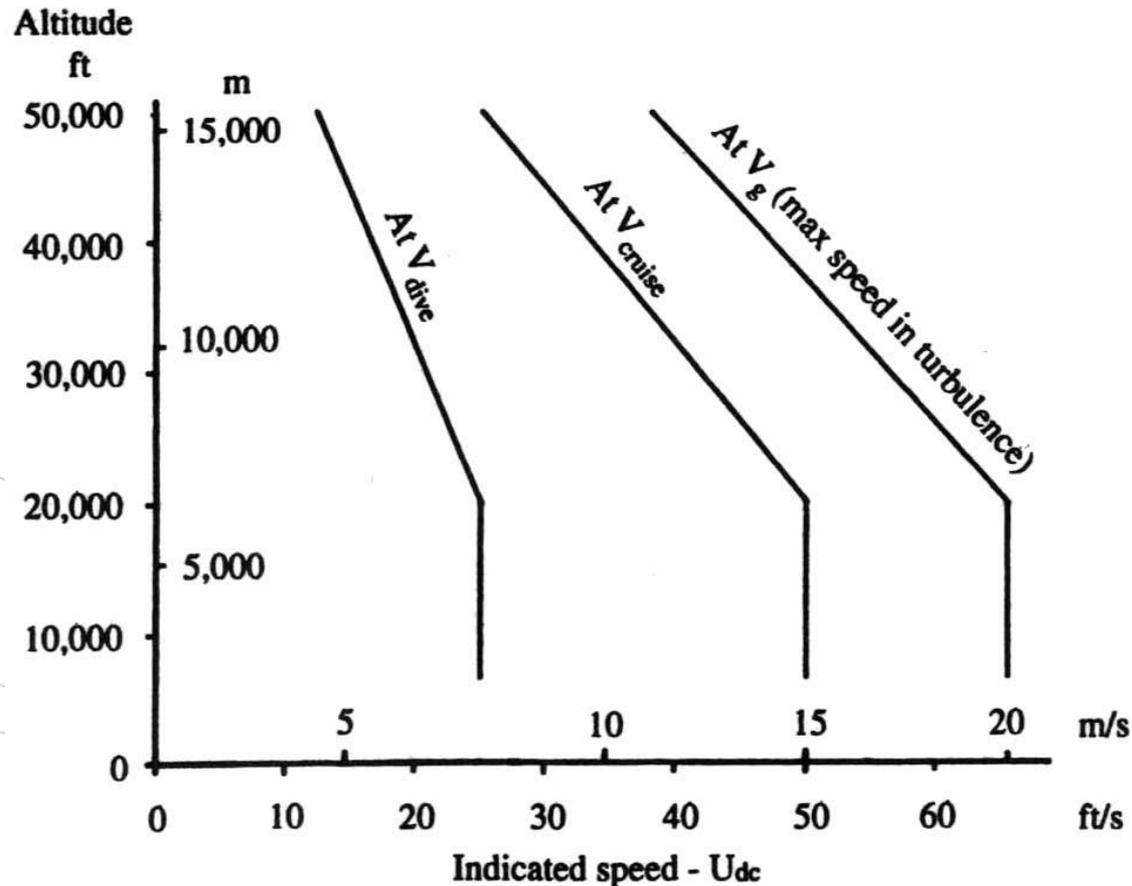
- Velocidade de rajada:
 - $U = KU_{de}$
 - K – fator de alívio de rajada:
 - $K = 0,88\mu/(5,3+\mu)$ para $M < 1$
 - $K = \mu^{1,03}/(6,95+\mu^{1,03})$ para $M \geq 1$
 - μ – razão de massa (massa aparente):
 - Tem em conta a dimensão da aeronave
 - $\mu = 2(W/S)/(\rho gca) = 2m/(\rho caS)$
 - $U_{de} = 15,24m/s$ na velocidade de cruzeiro (V_C)
 - $U_{de} = 7,62m/s$ na velocidade máxima de projeto (V_D);
 - $U_{de} = 20,00m/s$ na velocidade máxima em turbulência (V_g).

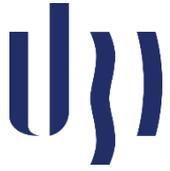


3. Cargas aerodinâmicas

3.2. Cargas de rajada

- Velocidade de rajada:

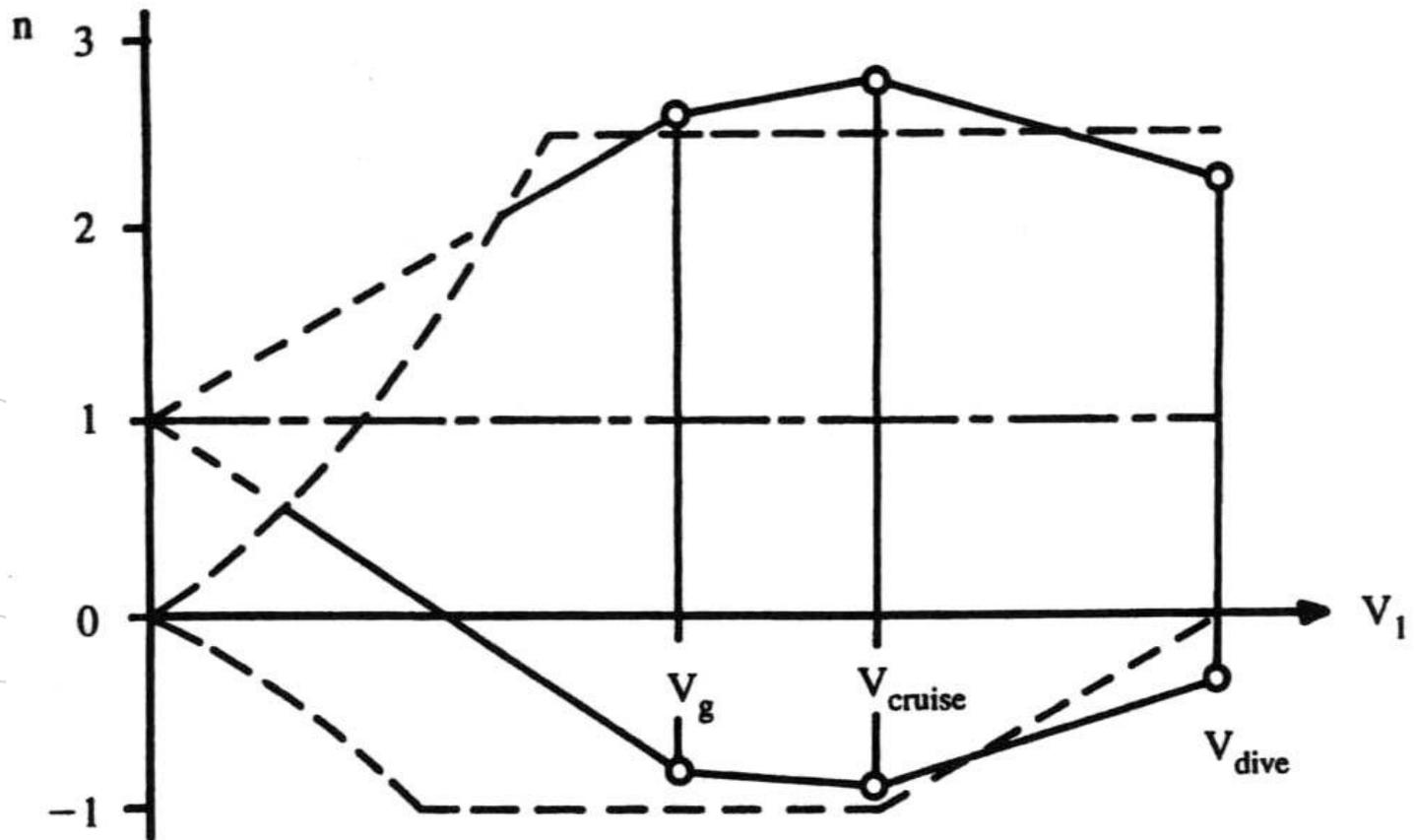


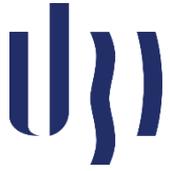


3. Cargas aerodinâmicas

3.2. Cargas de rajada

- Diagrama V-n de rajada :

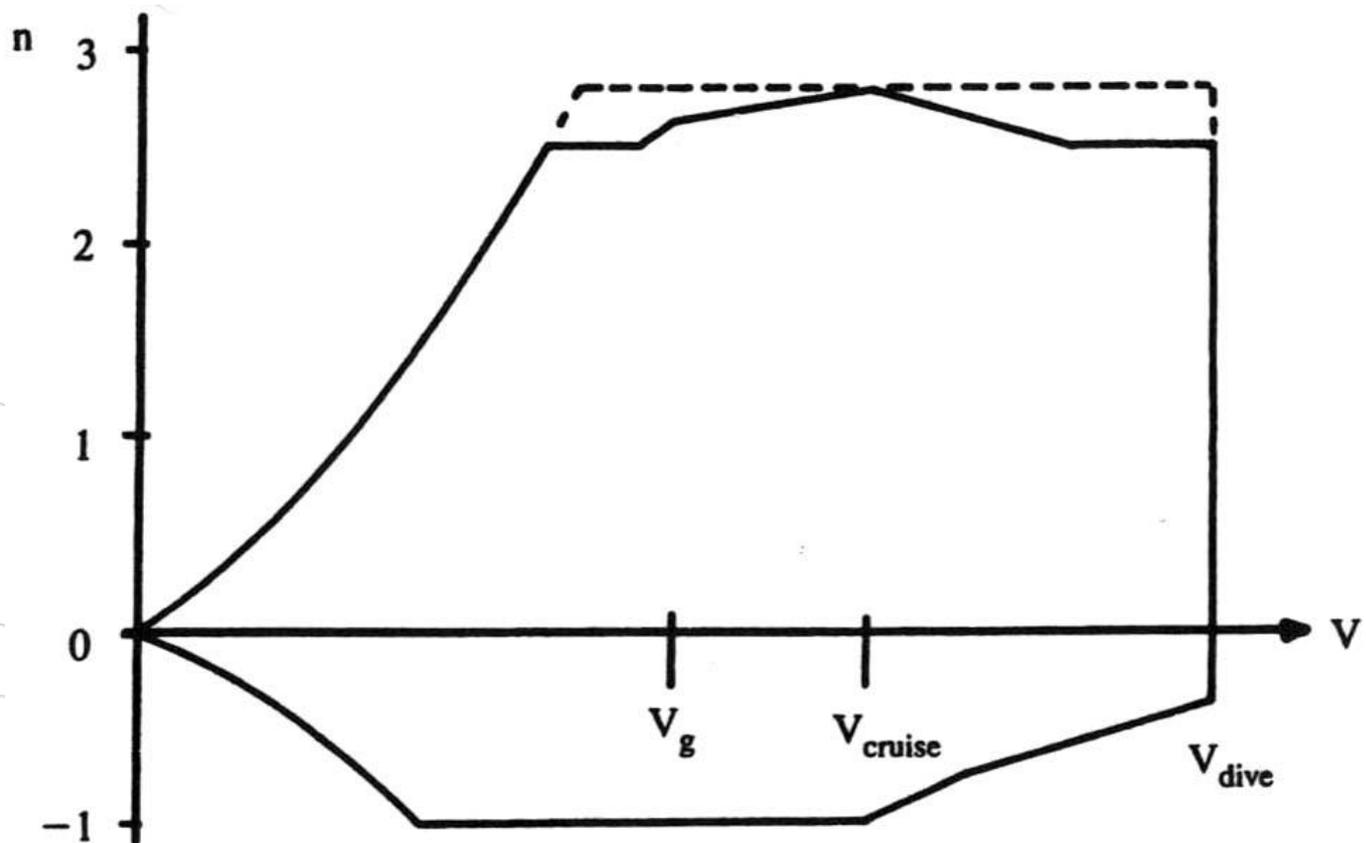




3. Cargas aerodinâmicas

3.3. Cargas combinadas

- Diagrama V-n combinado:

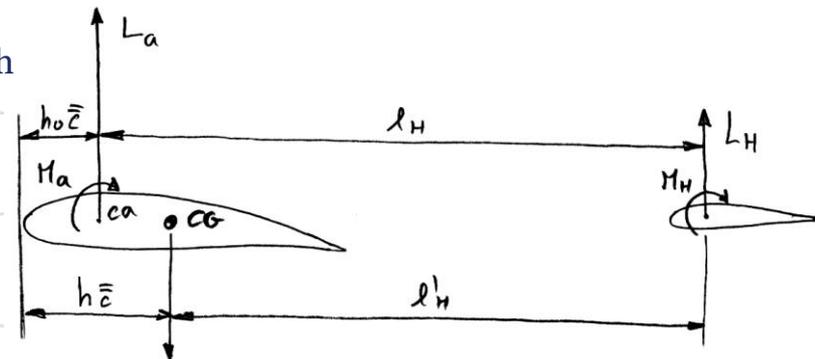




3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

- Sustentação nas asas e empenagem para equilíbrio:
 - $\Sigma F_v = 0$
 - $\Sigma M = 0$
- Desprezando a influência do ângulo de ataque e da resistência aerodinâmica:
 - $L_w + L_h - nW = 0$
 - $M_w + M_h + (h - h_o)cnW - l_h L_h = 0$
- Pondo $M_o = M_w + M_h$ e resolvendo tem-se:
 - $L_w = \{-M_o + [l_h - (h - h_o)]nW\} / l_h$
 - $L_h = [M_o + (h - h_o)cnW] / l_h$

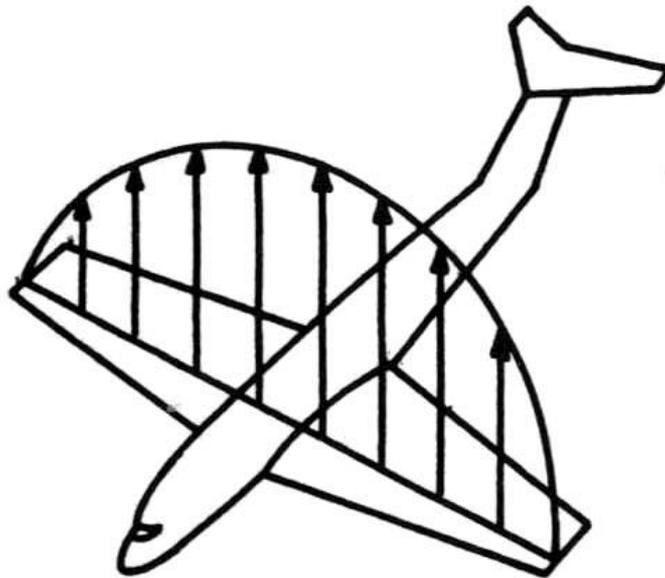




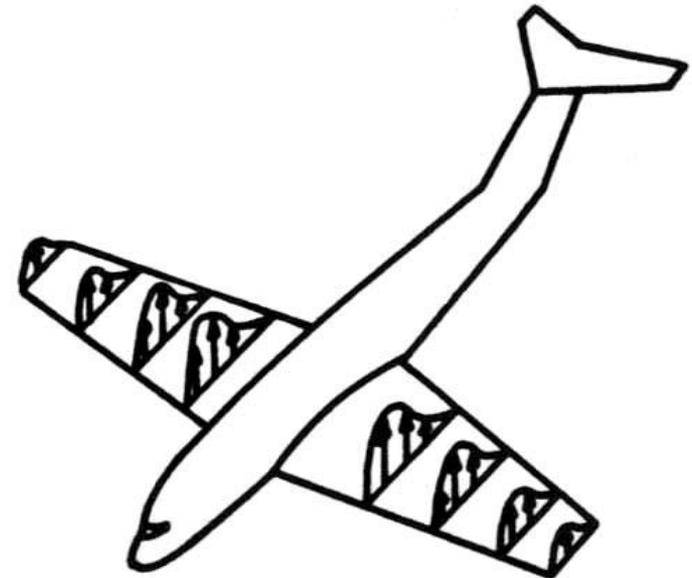
3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

- Distribuição de sustentação:



**Spanwise
lift
distribution**



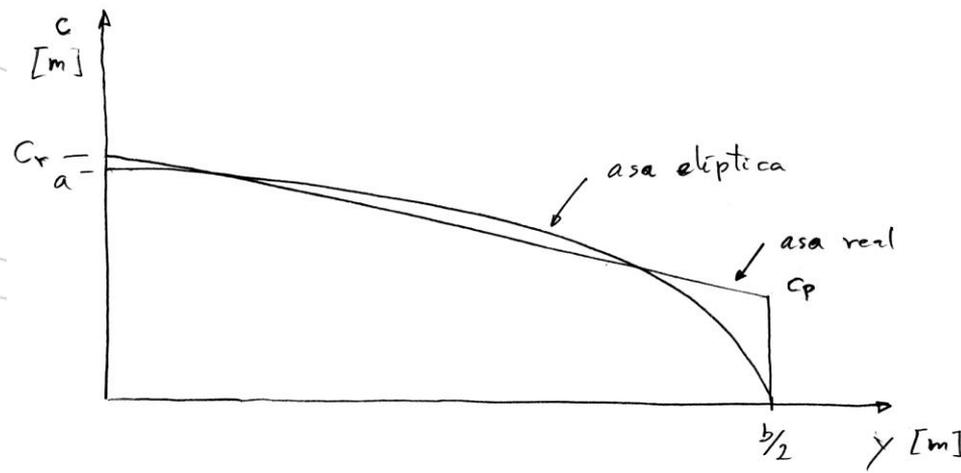
**Chordwise
lift
distribution**



3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

- Distribuição de sustentação ao longo da envergadura:
 - Existem vários métodos:
 - Métodos CFD
 - Método VLM (vortex lattice method)
 - Teoria da linha de vórtice
 - Aproximação de Schrenk (asas sem torção).
 - Aproximação de Schrenk:
 - Média entre a distribuição elítica e a distribuição da corda





3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

- Distribuição de sustentação ao longo da envergadura:

- Distribuição devido ao ângulo de ataque:

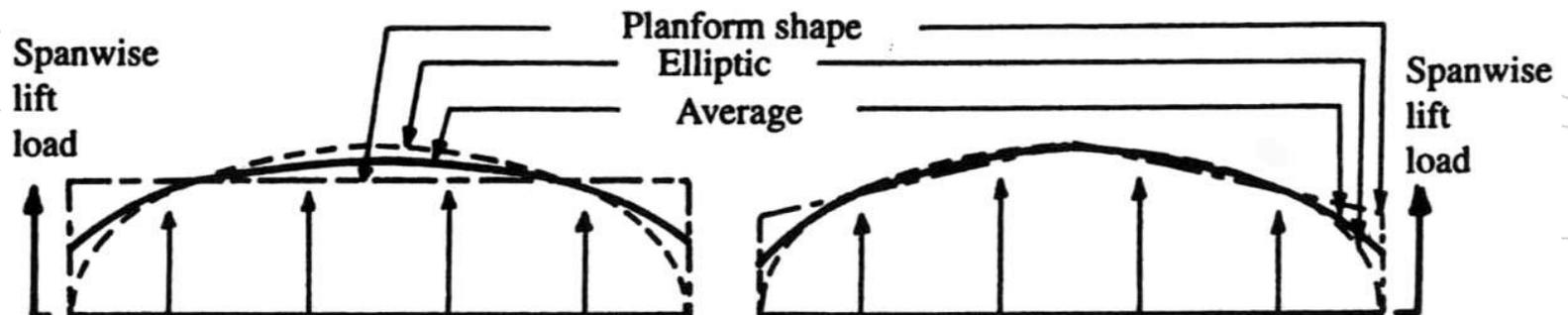
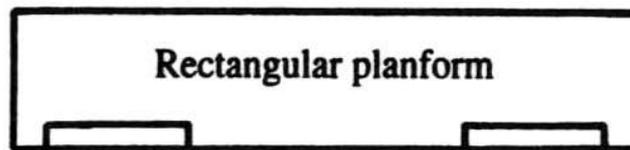
- Corda trapezoidal – $c(y) = c_r[1-(2y/b)(1-\lambda)]$

- Corda elítica – $c_e(y) = 4S/(\pi b)[1-(2y/b)^2]^{0,5}$

- Distribuição de C_l :

- $C_{l\alpha}(y) = 0,5[c(y)+c_e(y)]/c(y)$

- $C_{l\alpha}(y) = [c(y).c_e(y)]^{0,5}/c(y)$

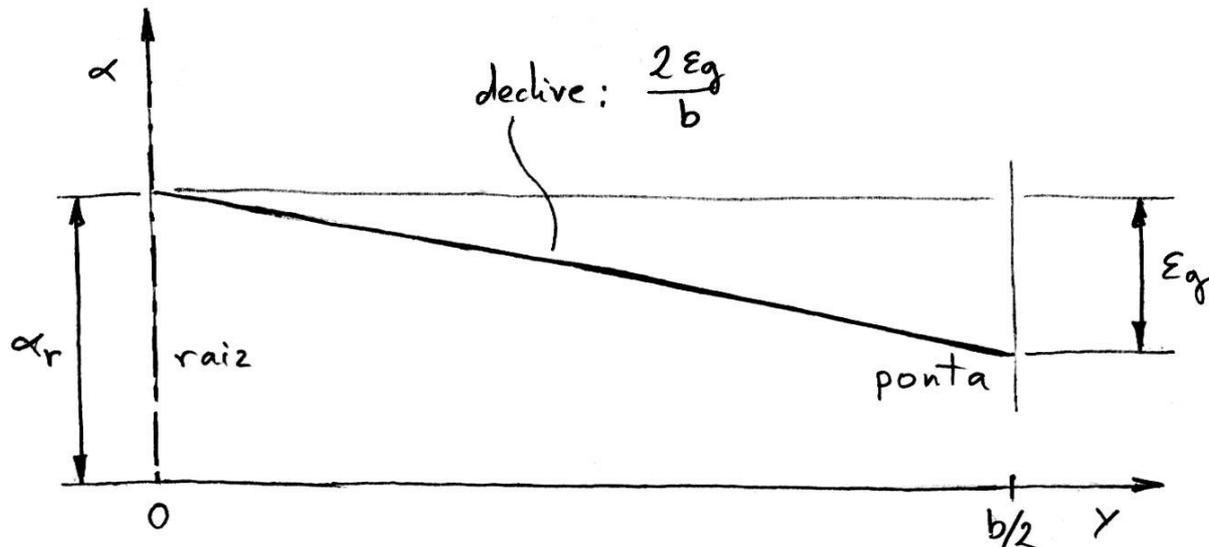


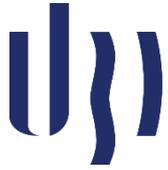


3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

- Distribuição de sustentação ao longo da envergadura:
 - Distribuição devido à torção:
 - Distribuição de $C_{l\varepsilon}$:
 - $C_{l\varepsilon}(y) = a(\alpha_r - \alpha_0 - 2\varepsilon_g y/b)$
 - Determinar α_r para:
 - $2/S \int_0^{b/2} C_{l\varepsilon}(y)c(y)dy = 0$

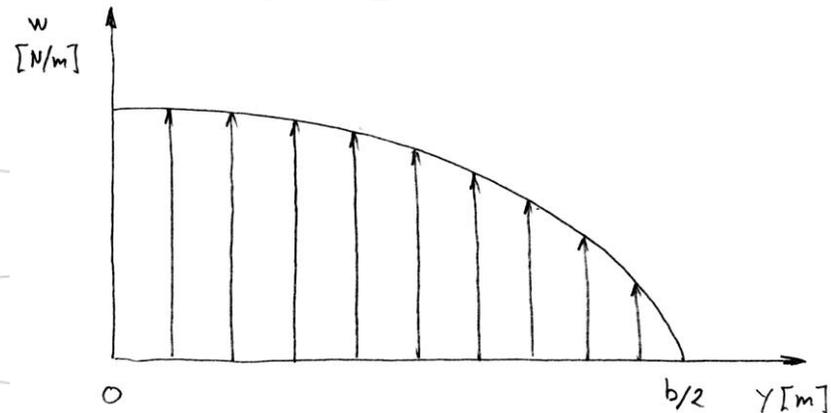




3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

- Distribuição de sustentação ao longo da envergadura:
 - Distribuição total:
 - Distribuição de C_l :
 - $C_l(y) = C_{l\alpha}(y) + C_{l\varepsilon}(y)$
 - Distribuição de sustentação:
 - $K(y) = C_l(y)c(y)/(c_g C_L)$
 - Distribuição de carga:
 - $w_L(y) = 0,5\rho V^2 C_l(y)c(y)$
 - Substituindo para $C_l(y)c(y)$ e sabendo que $C_L = L/(0,5\rho V^2 S)$ tem-se:
 - $w_L(y) = K(y)L/b$ [N/m]

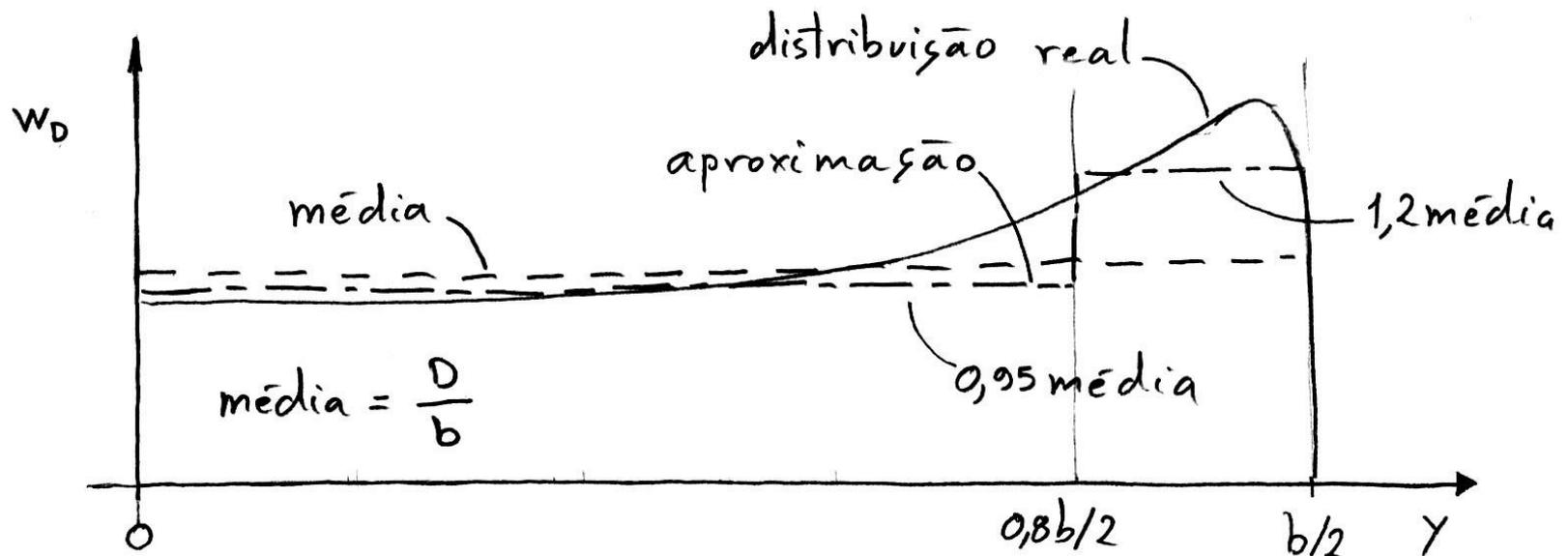




3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

- Distribuição de arrasto ao longo da envergadura:
 - Sabendo a sustentação da superfície sustentadora pode determinar-se a resistência aerodinâmica usando a polar
 - A resistência é maior na ponta devido ao ângulo de ataque induzido

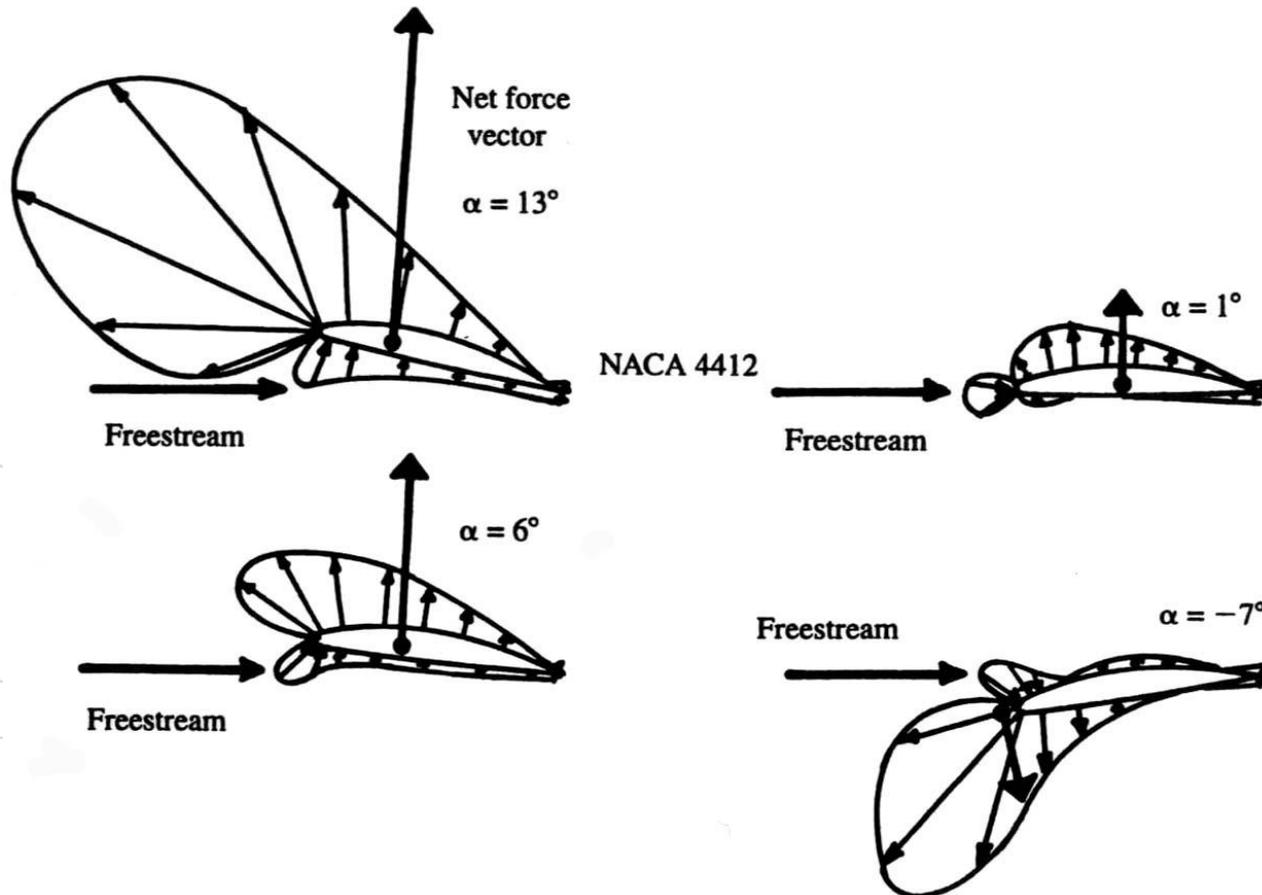




3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

- Distribuição de sustentação ao longo da corda:

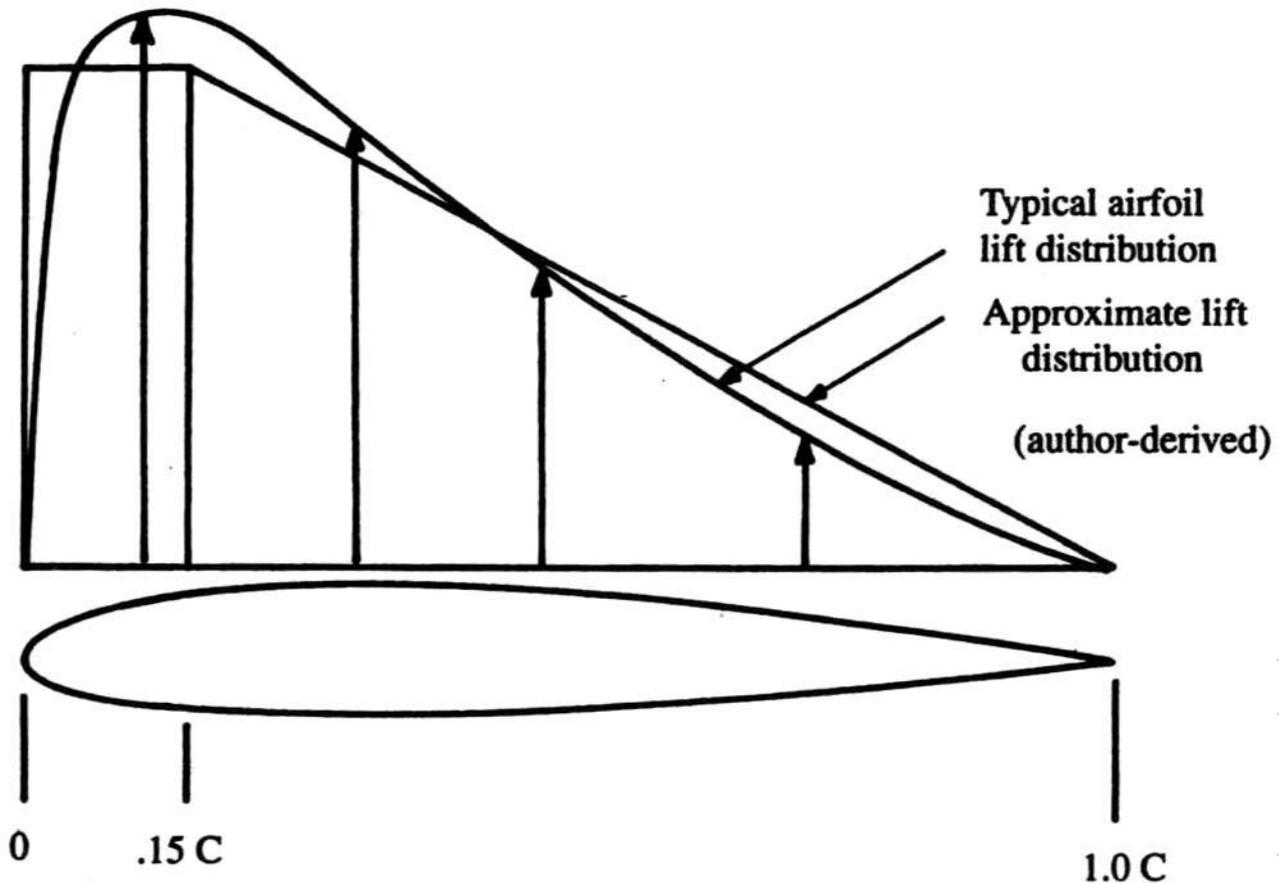




3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

- Distribuição de sustentação ao longo da corda:

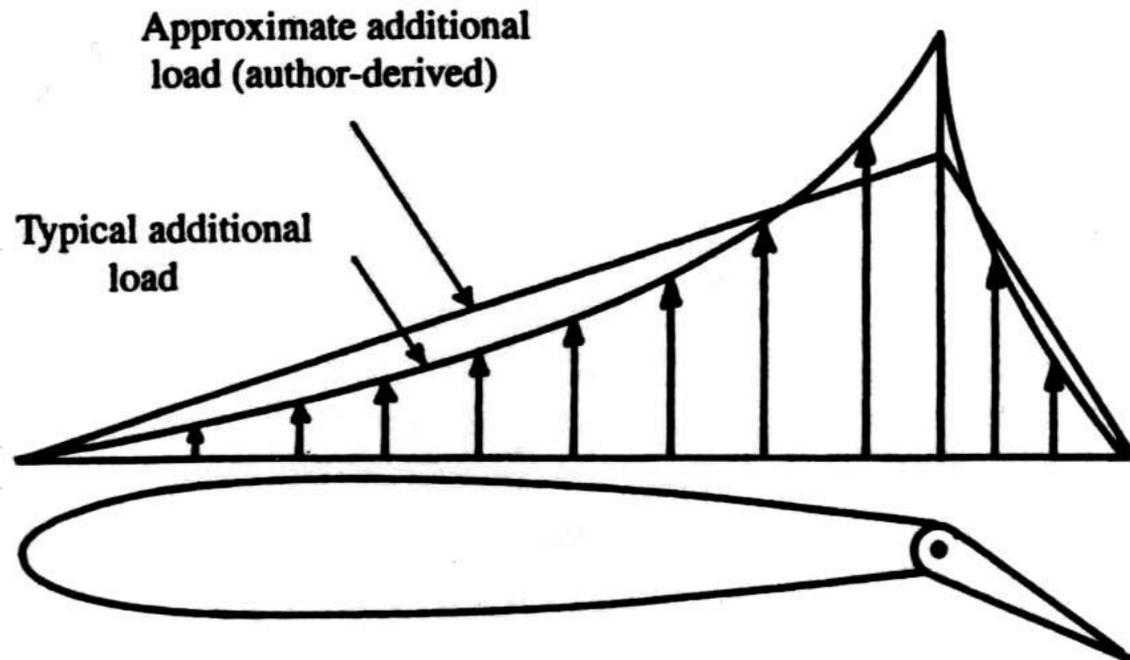




3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

- Distribuição de sustentação devido à deflexão da superfície de controlo:
 - O incremento do momento de arfagem devido à deflexão do controlo pode ser considerado como (com δ em graus):
 - $\Delta C_{mc/4} = -0,01\delta$

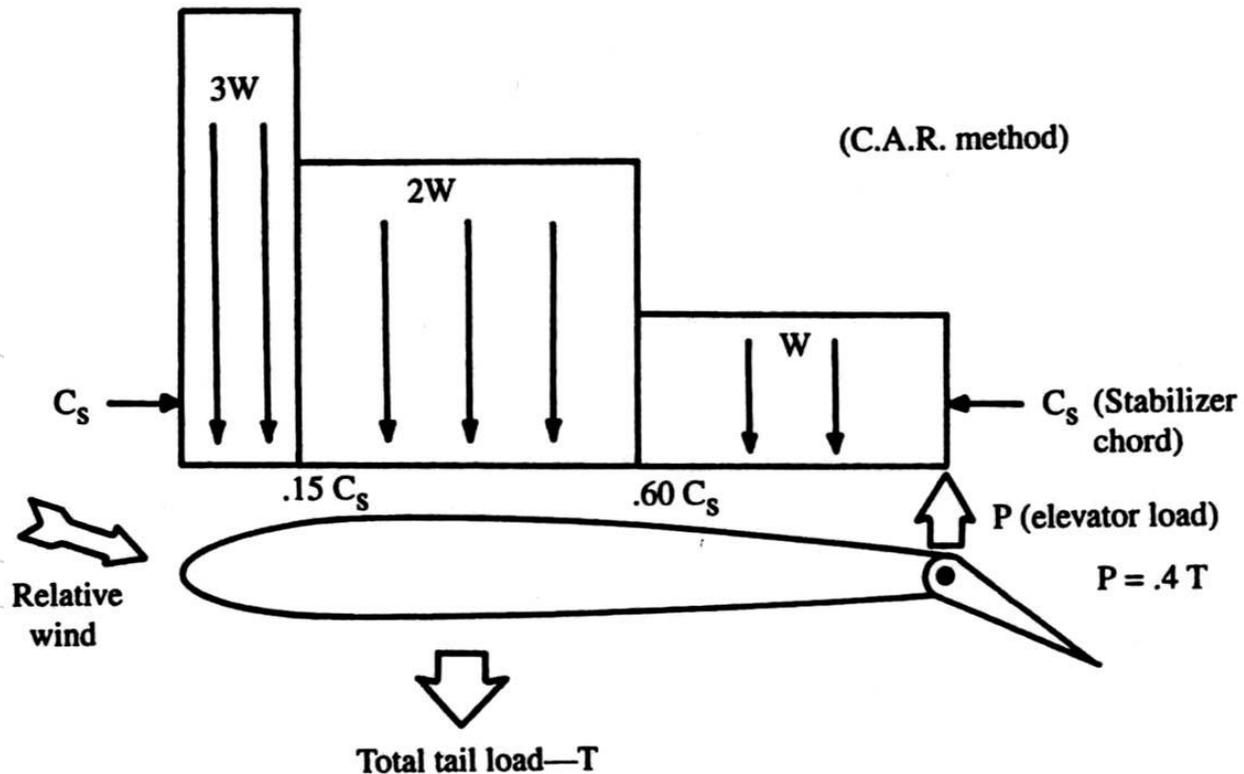




3. Cargas aerodinâmicas

3.4. Cargas em superfícies sustentadoras

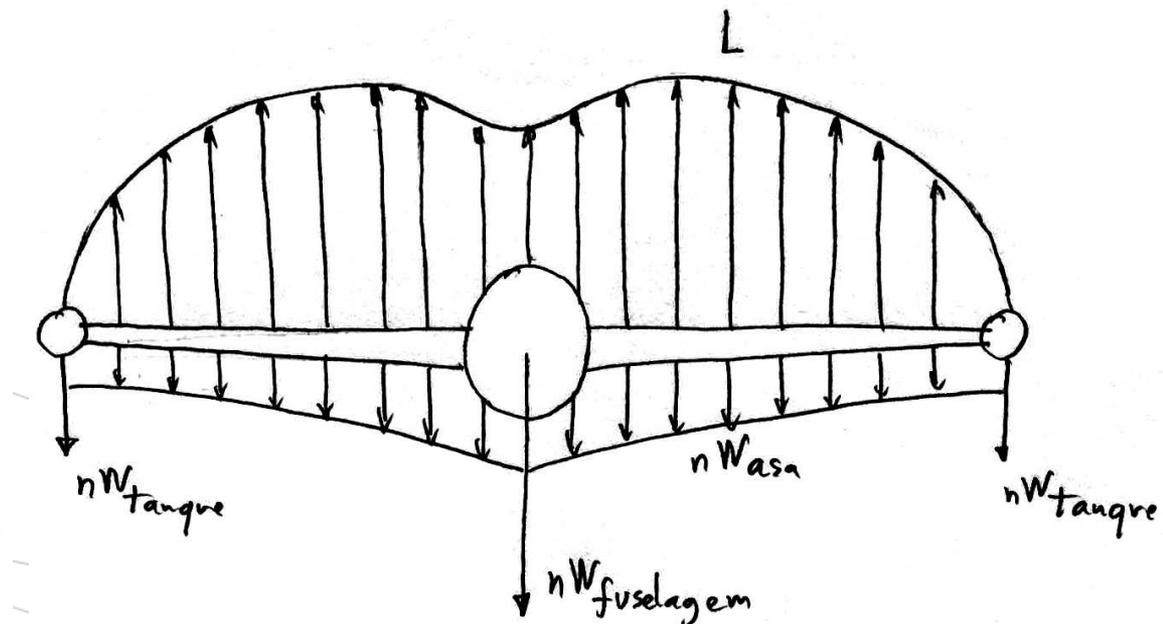
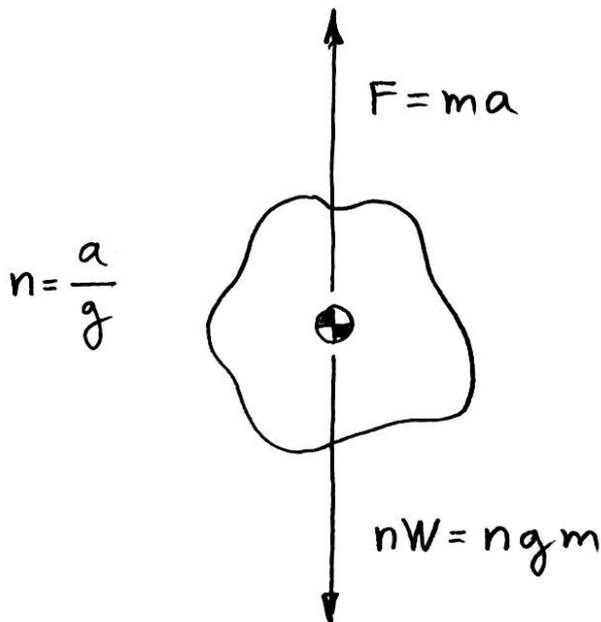
- Distribuição de sustentação devido à deflexão da superfície de controlo:
 - Para cargas de balanceamento:

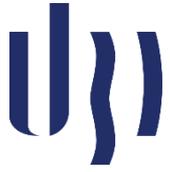




4. Cargas de inércia

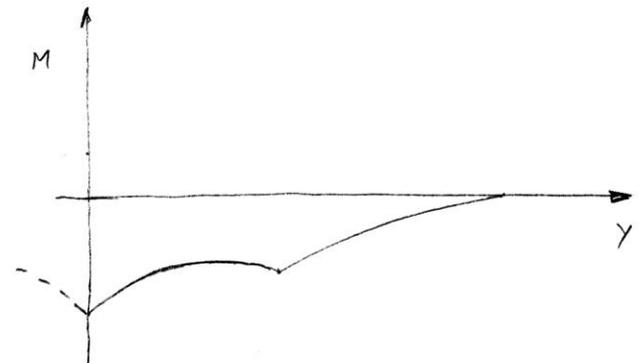
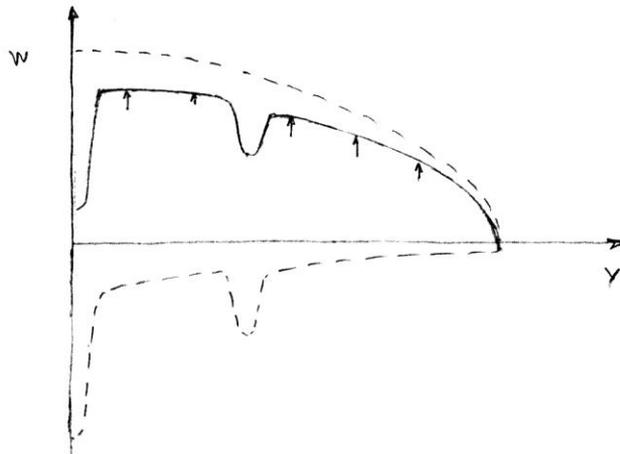
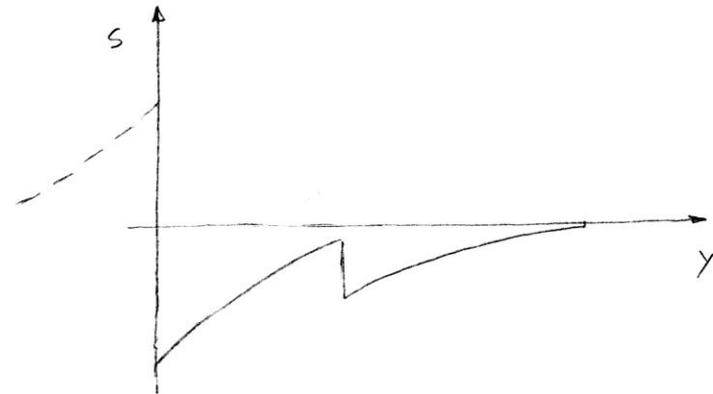
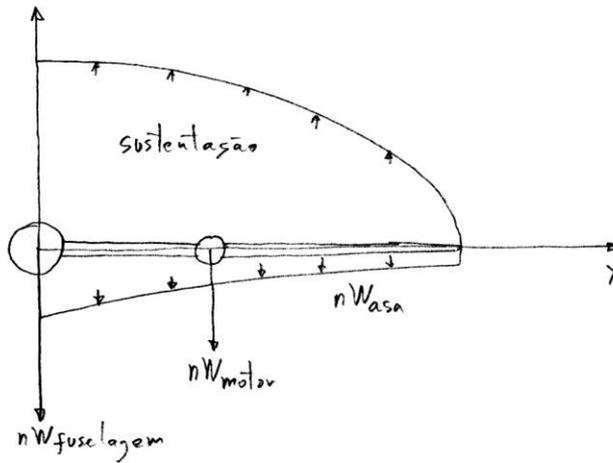
- As cargas de inércia existem porque a aeronave está sujeita a acelerações:





5. Força de corte e momento fletor

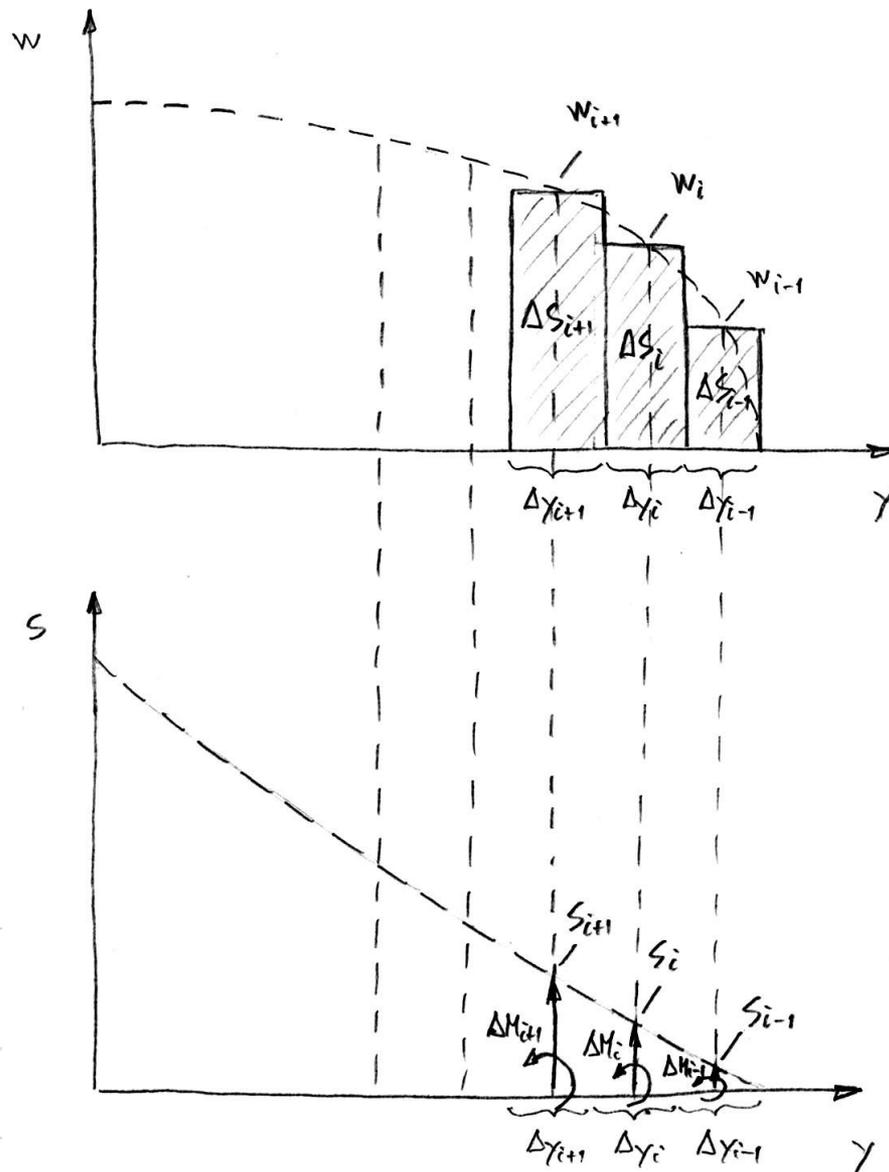
- Diagramas:





5. Força de corte e momento fletor

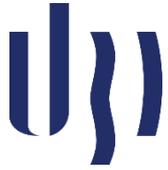
- $-w = dS/dy = d^2M/dy^2$
- $S = - \int w dy = -\sum w_i \Delta y_i$
- $M = \int S dy = \sum S_i \Delta y_i$



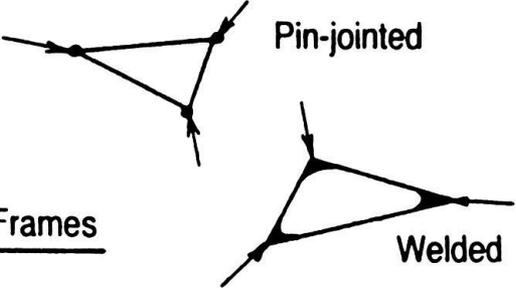
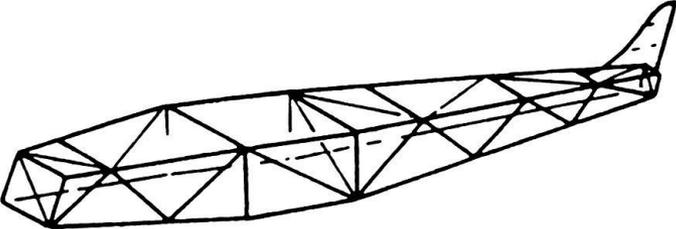
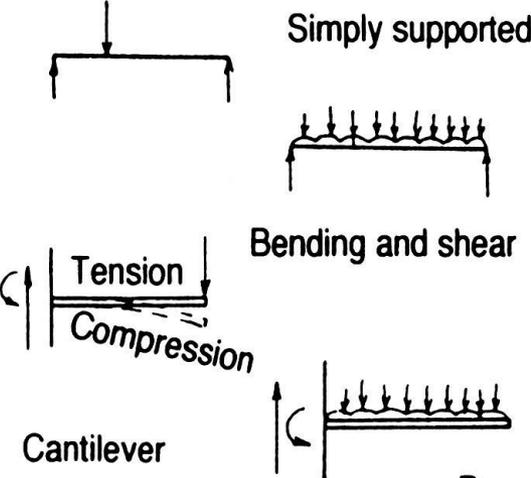
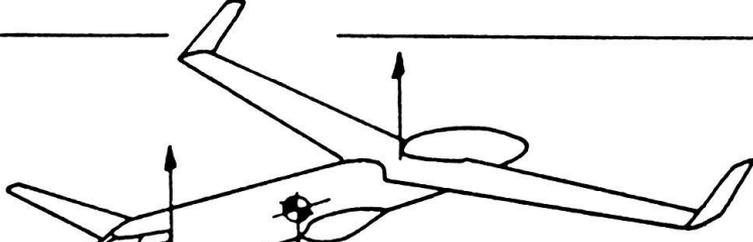
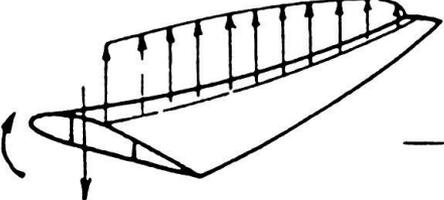


6. Cargas no motor

- As cargas aplicadas no motor são transmitidas ao berço/estrutura de fixação:
 - Tração
 - Resistência aerodinâmica (efeito de turbina de vento)
 - Inércia
 - Binário
 - Efeitos giroscópicos
- Nos motores a jato, as altas pressões nas tubeiras de admissão e de escape têm que ser consideradas

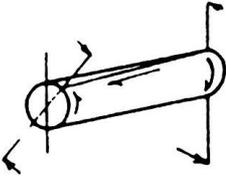
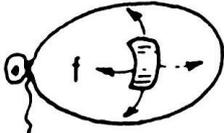
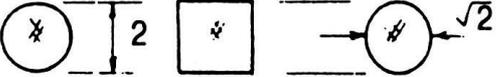
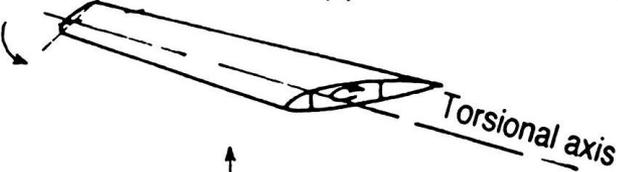
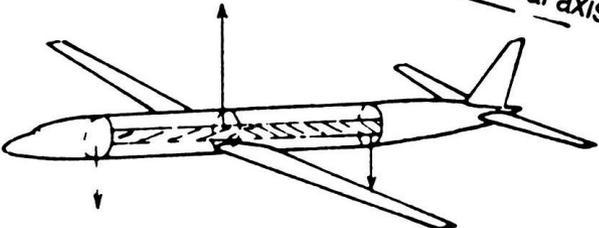


7. Forma da estrutura

Structural forms	Applications
<p data-bbox="305 668 421 711"><u>Frames</u></p>  <p data-bbox="585 482 739 518">Pin-jointed</p> <p data-bbox="710 696 817 732">Welded</p>	 <p data-bbox="1396 696 1705 732">(a) Triangulated truss.</p>
 <p data-bbox="566 839 817 875">Simply supported</p> <p data-bbox="527 1053 797 1089">Bending and shear</p> <p data-bbox="343 1082 469 1118">Tension</p> <p data-bbox="343 1132 527 1196">Compression</p> <p data-bbox="295 1260 450 1296">Cantilever</p> <p data-bbox="730 1303 836 1339"><u>Beams</u></p>	 <p data-bbox="1474 1018 1860 1125">(b) Combination of simply supported and cantilever beams.</p>  <p data-bbox="1628 1232 1802 1325">Neutral axis in bending</p>



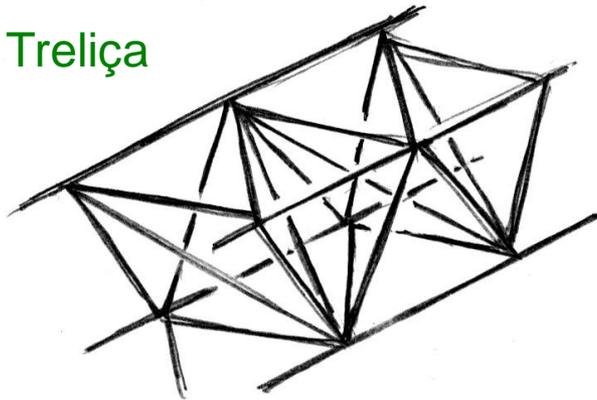
7. Forma da estrutura

Structural forms	Applications
<p data-bbox="697 491 942 525">Torsional member</p>  <p data-bbox="440 654 738 688">Complementary shear</p>  <p data-bbox="297 819 523 882">Wrinkling across tension field</p>  <p data-bbox="409 939 606 973">Skin in tension</p> <p data-bbox="722 853 942 925">Hoop stress</p> <p data-bbox="587 1056 823 1090"><u>Thin-walled tubes</u></p>  <p data-bbox="479 1233 726 1268">$K = 2.5 = 3.5 = 1.0$</p> <p data-bbox="397 1302 776 1382">$K = \frac{\text{maximum stress in skin}}{\text{hoop stress}}$</p>	<p data-bbox="1414 468 1746 502">(c) Thin-walled in torsion.</p>  <p data-bbox="1534 591 1715 668">Torsional axis</p> <p data-bbox="1039 882 1510 916">(d) Skin in shear (related to torsion).</p>  <p data-bbox="1105 1005 1549 1210">  </p> <p data-bbox="1047 1262 1499 1296">(e) Pressurized cabin with cutouts.</p>

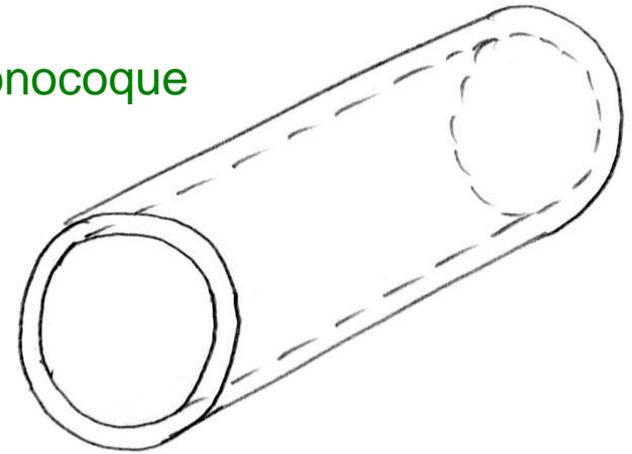


8. Tipos de estrutura

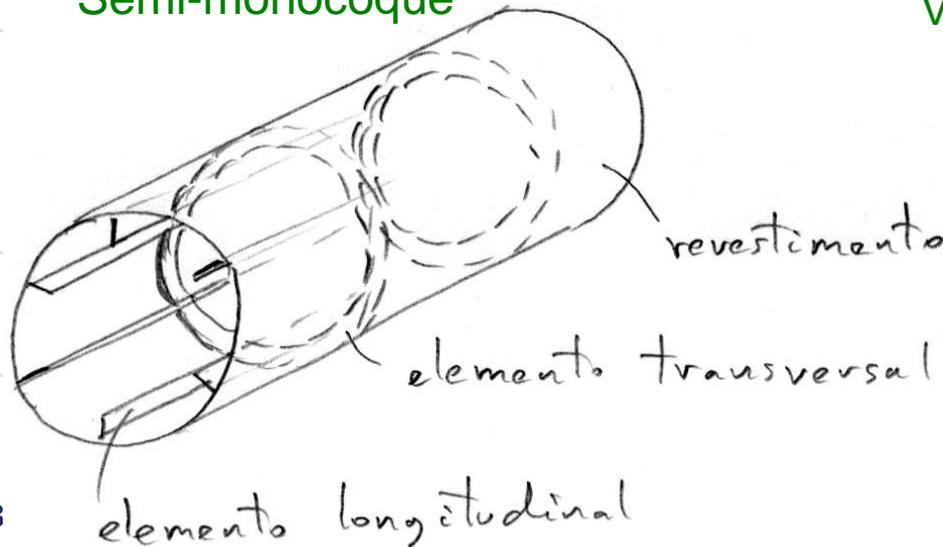
Treliça



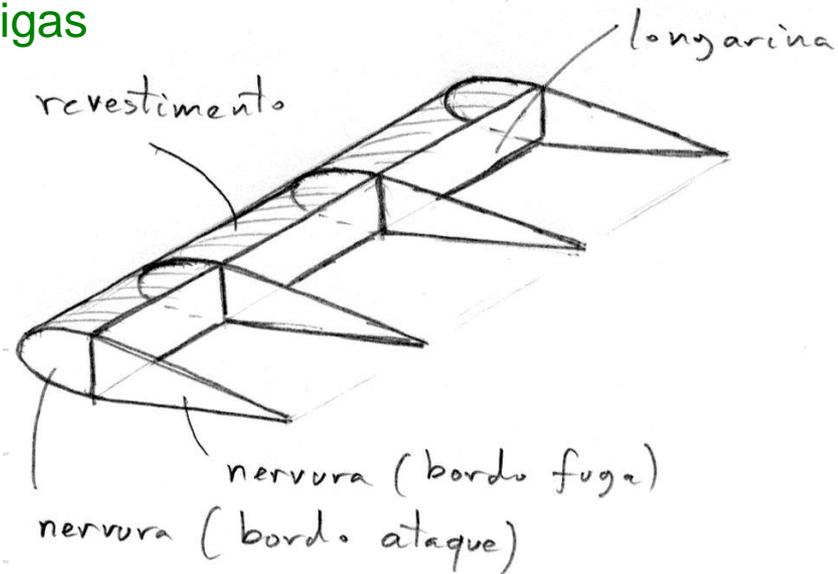
Monocoque

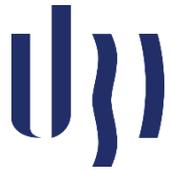


Semi-monocoque



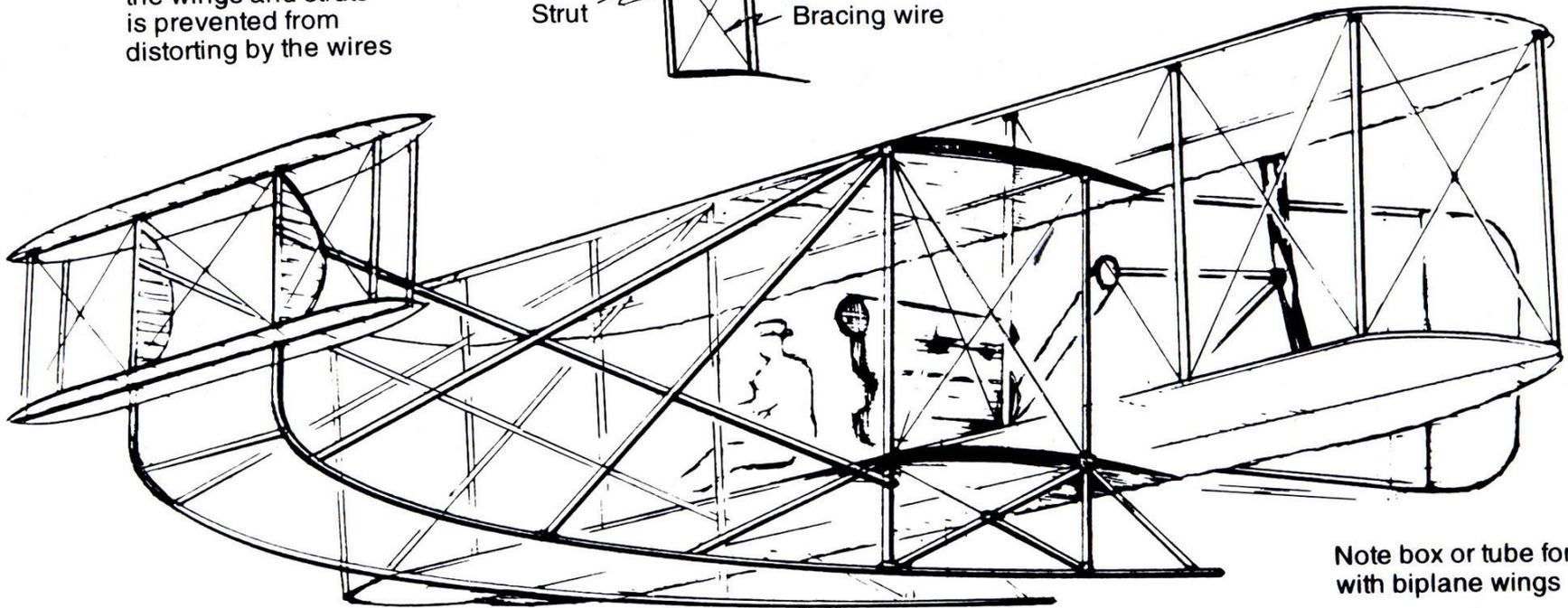
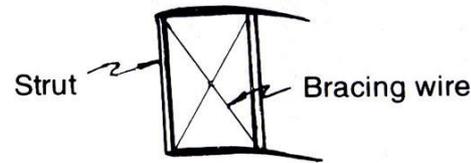
Vigas





8. Tipos de estrutura

The rectangle formed by the wings and struts is prevented from distorting by the wires



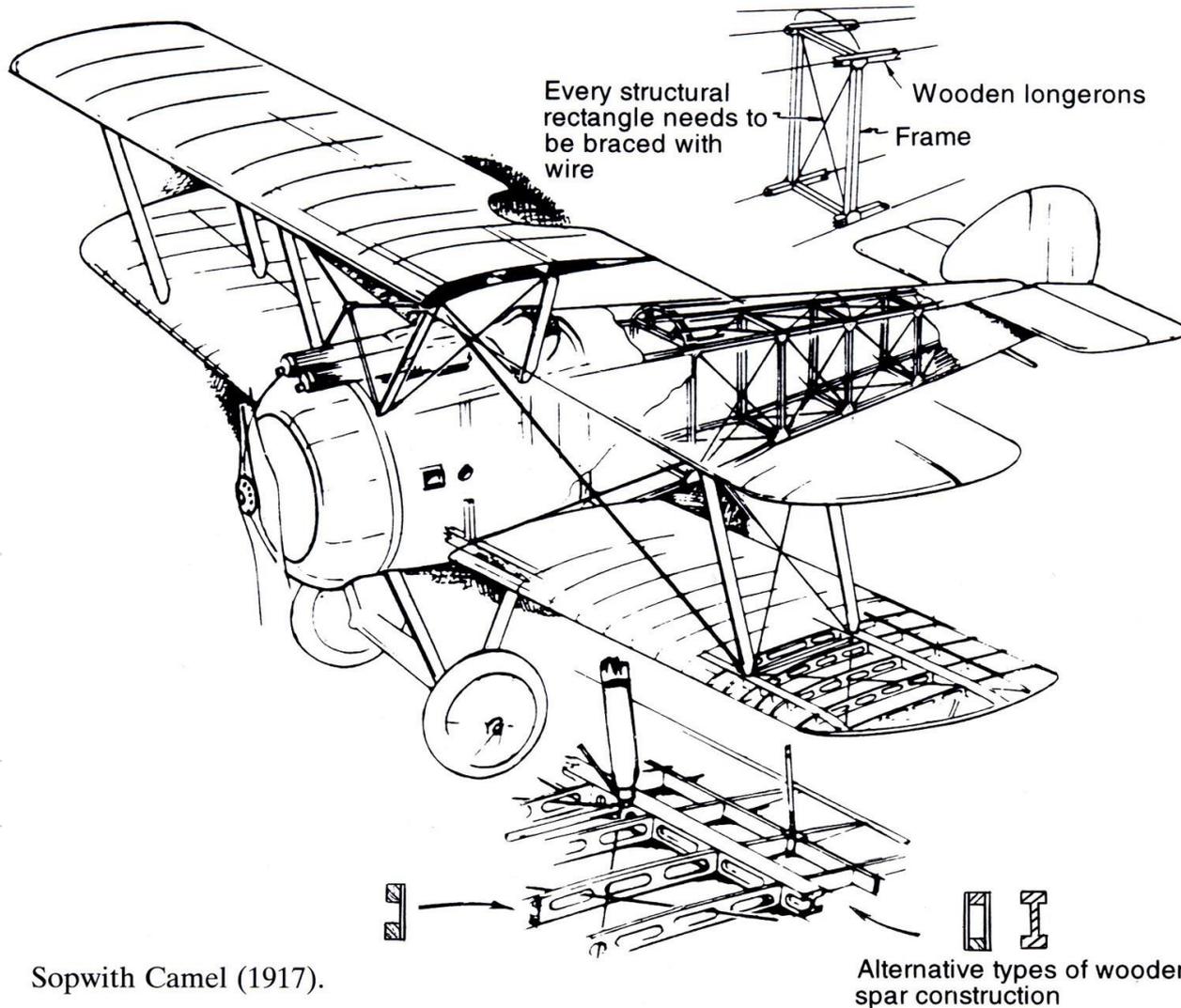
Note box or tube formed with biplane wings

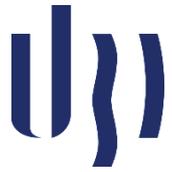


Wright Flyer (1903).

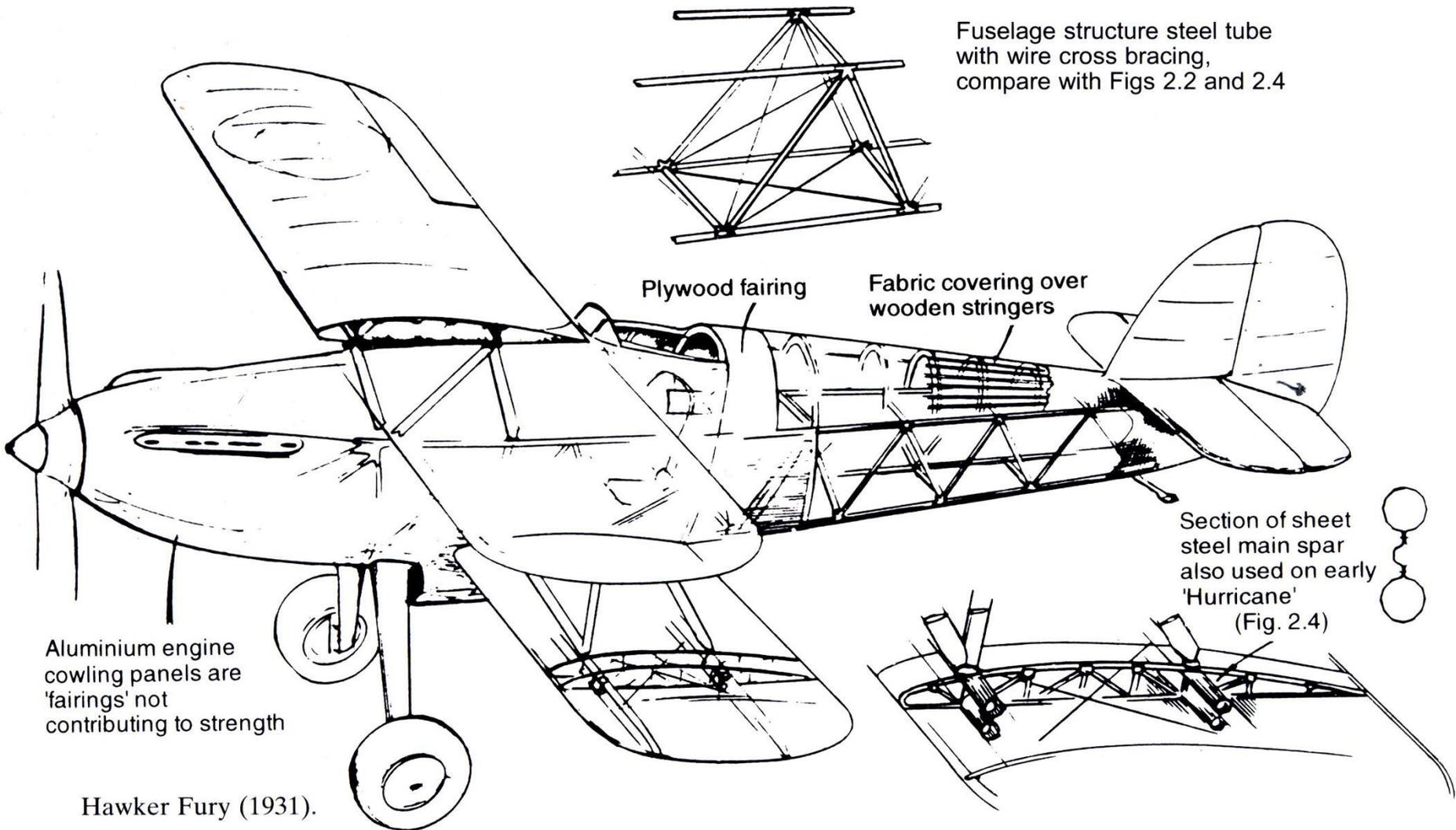


8. Tipos de estrutura





8. Tipos de estrutura



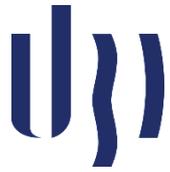
Aluminium engine cowling panels are 'fairings' not contributing to strength

Fuselage structure steel tube with wire cross bracing, compare with Figs 2.2 and 2.4

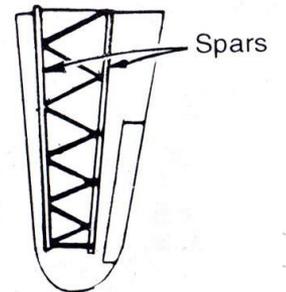
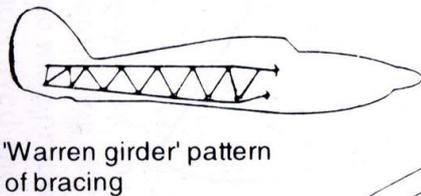
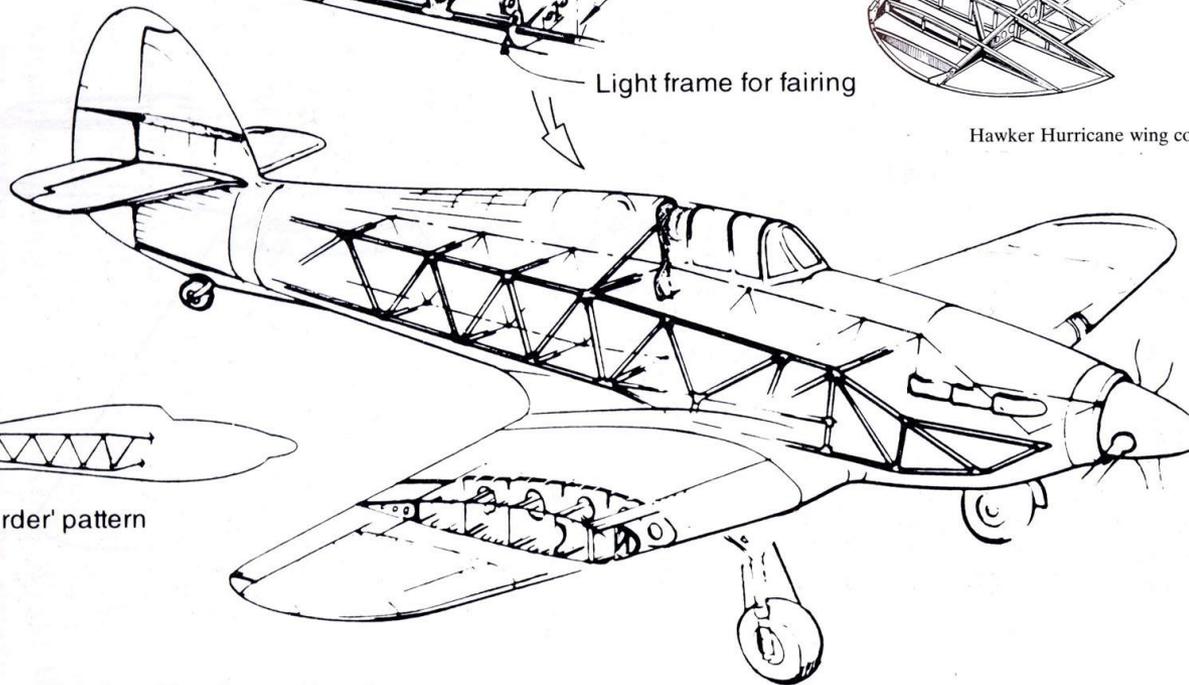
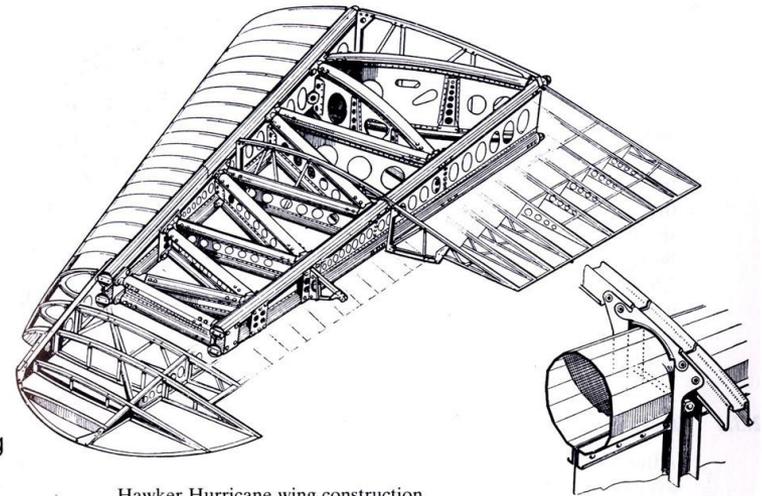
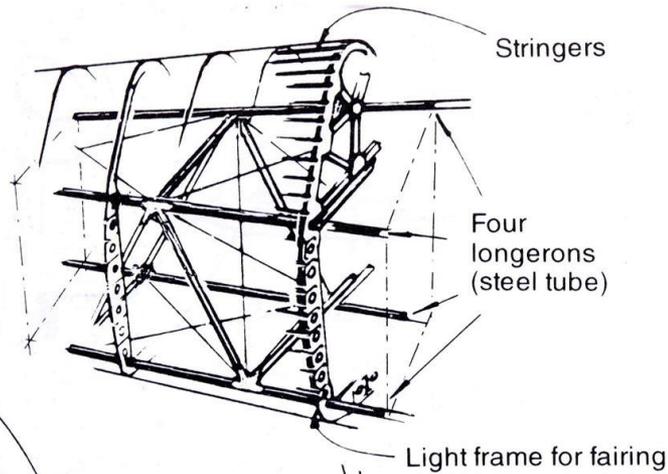
Plywood fairing
Fabric covering over wooden stringers

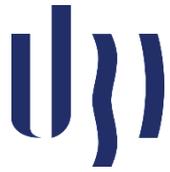
Section of sheet steel main spar also used on early 'Hurricane' (Fig. 2.4)

Hawker Fury (1931).

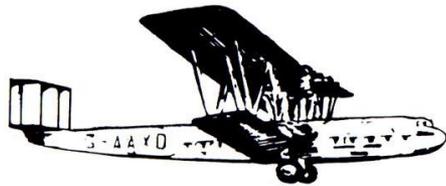


8. Tipos de estrutura

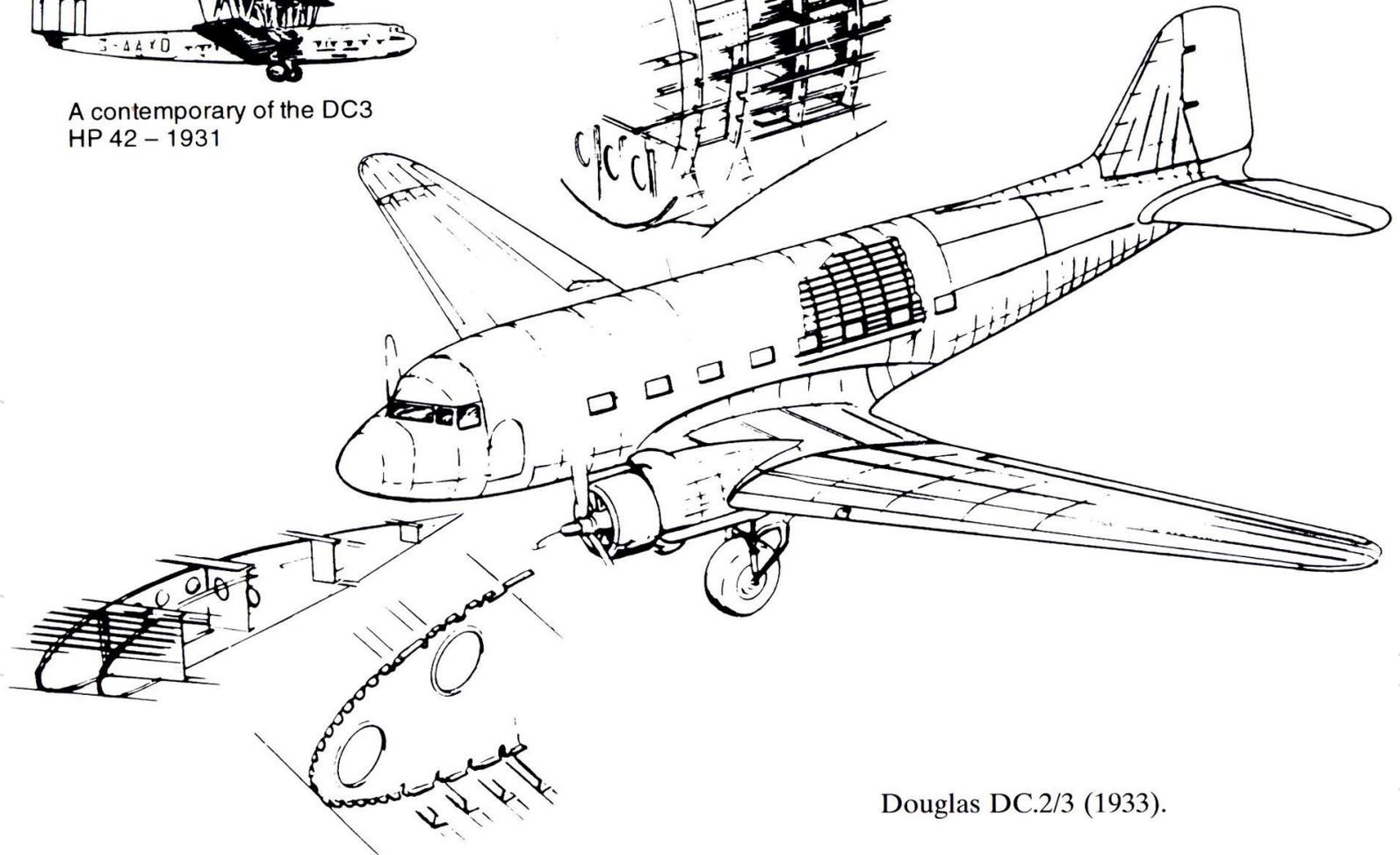
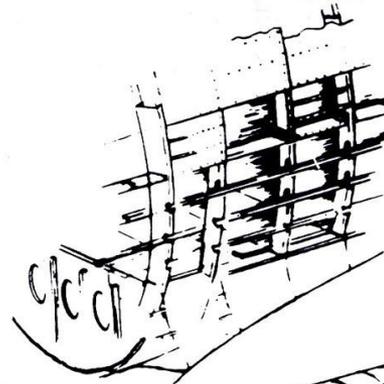




8. Tipos de estrutura

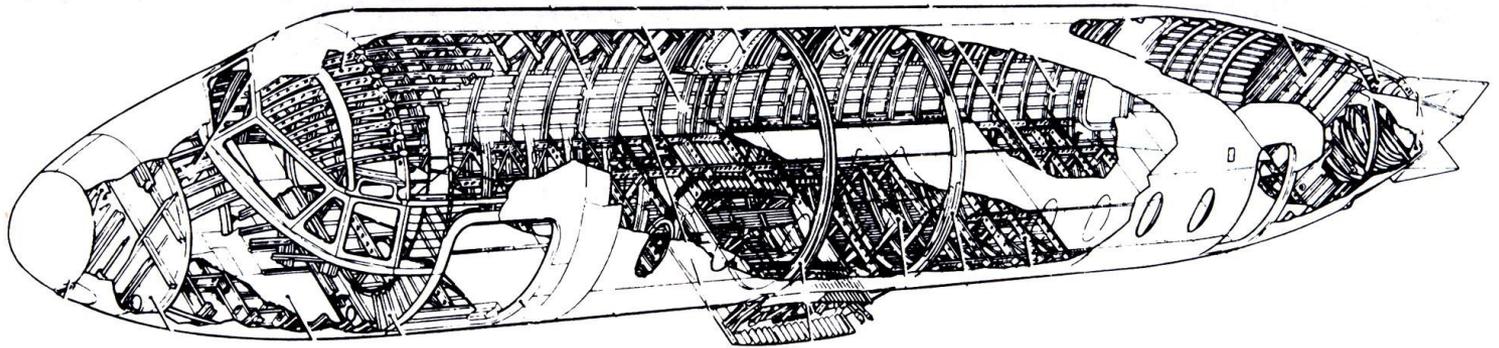


A contemporary of the DC3
HP 42 - 1931

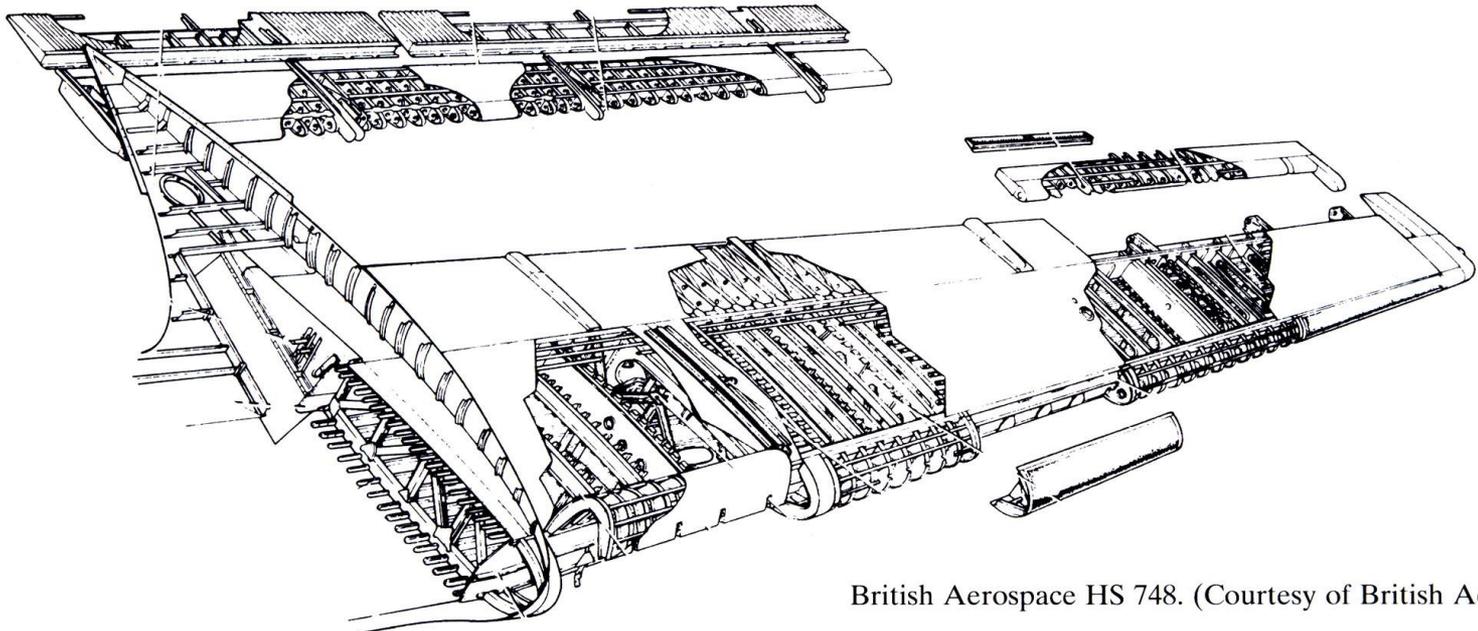


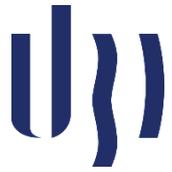


8. Tipos de estrutura

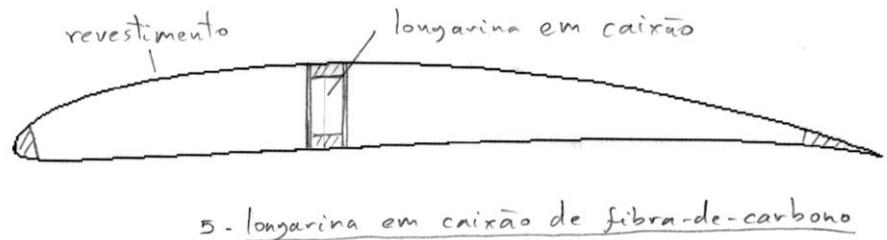
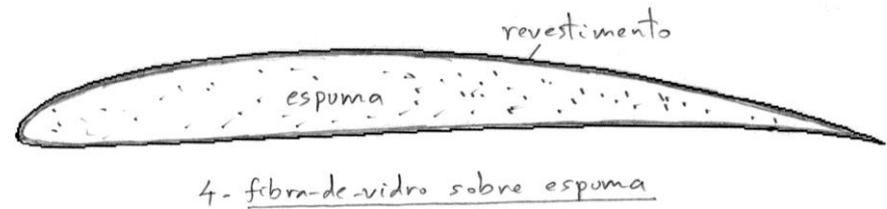
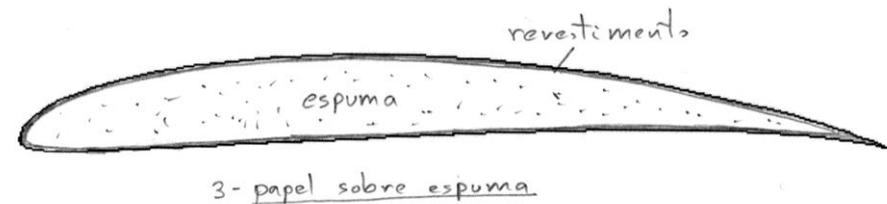
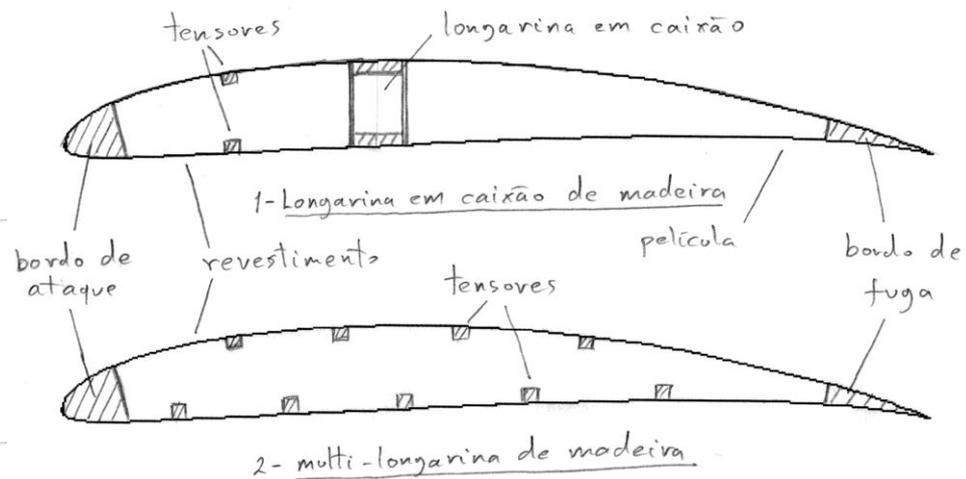


Estruturas e Cargas





8. Tipos de estrutura





9. Materiais compósitos

		High strength Carbon-Epoxy	High modulus Carbon-Epoxy	E-Glass-Epoxy	Kevlar 49-Epoxy
Longitudinal Young's Modulus	$E_1 \times 10^3 \text{ N/mm}^2$	70	85	25	30
Transverse Young's Modulus	$E_2 \times 10^3 \text{ N/mm}^2$	70	85	25	30
In-plane shear modulus	$G_{12} \times 10^3 \text{ N/mm}^2$	5	5	4	5
Major Poissons ratio	ν_{12}	0.10	0.10	0.20	0.20
Ultimate longitudinal tensile strength	$X_t \text{ N/mm}^2$	600	350	440	480
Ultimate longitudinal compressive strength	$X_c \text{ N/mm}^2$	570	150	425	190
Ultimate transverse tensile strength	$Y_t \text{ N/mm}^2$	600	350	440	480
Ultimate transverse compressive strength	$Y_c \text{ N/mm}^2$	570	150	425	190
Ultimate in-plane shear strength	$S \text{ N/mm}^2$	90	35	40	50
Ultimate longitudinal tensile strain	$\epsilon_{x_t} \%$	0.85	0.40	1.75	1.60
Ultimate longitudinal compressive strain	$\epsilon_{x_c} \%$	0.80	0.15	1.70	0.60
Ultimate transverse tensile strain	$\epsilon_{y_t} \%$	0.85	0.40	1.75	1.60
Ultimate transverse compressive strain	$\epsilon_{y_c} \%$	0.80	0.15	1.70	0.60
Ultimate in-plane shear strain	$\epsilon_s \%$	1.80	0.70	1.00	1.00
Longitudinal thermal expansion coefficient	$\alpha_1 \times 10^{-6} \text{ strain/K}$	2.1	1.1	11.6	7.4
Transverse thermal expansion coefficient	$\alpha_2 \times 10^{-6} \text{ strain/K}$	2.1	1.1	11.6	7.4
Longitudinal moisture expansion coefficient	β_1	0.03	0.03	0.07	0.07
Transverse moisture expansion coefficient	β_2	0.03	0.03	0.07	0.07
Density	$\rho \text{ kg/m}^3$	1600	1600	1900	1400



9. Materiais compósitos

		High strength Carbon-Epoxy	High modulus Carbon-Epoxy	<u>F-Glass-Epoxy</u>	Kevlar 49-Epoxy	Carbon-Epoxy
Longitudinal Young's Modulus	$E_1 \times 10^3 \text{ N/mm}^2$	140	180	40	75	200
Transverse Young's Modulus	$E_2 \times 10^3 \text{ N/mm}^2$	10	8	8	6	15
<u>In-plane shear modulus</u>	$G_{12} \times 10^3 \text{ N/mm}^2$	5	5	4	2	5
<u>Major Poisson's ratio</u>	ν_{12}	0.30	0.30	0.25	0.34	0.23
<u>Ultimate longitudinal tensile strength</u>	$X_t \text{ N/mm}^2$	1500	1000	1000	1300	1400
<u>Ultimate longitudinal compressive strength</u>	$X_c \text{ N/mm}^2$	1200	850	600	280	2800
<u>Ultimate transverse tensile strength</u>	$Y_t \text{ N/mm}^2$	50	40	30	30	90
<u>Ultimate transverse compressive strength</u>	$Y_c \text{ N/mm}^2$	250	200	110	140	280
<u>Ultimate in-plane shear strength</u>	$S \text{ N/mm}^2$	70	60	40	60	140
Ultimate longitudinal tensile strain	$\epsilon_{x_t} \%$	1.05	0.55	2.50	1.70	0.70
Ultimate longitudinal compressive strain	$\epsilon_{x_c} \%$	0.85	0.45	1.50	0.35	1.40
Ultimate transverse tensile strain	$\epsilon_{y_t} \%$	0.50	0.50	0.35	0.50	0.60
Ultimate transverse compressive strain	$\epsilon_{y_c} \%$	2.50	2.50	1.35	2.30	1.85
Ultimate in-plane shear strain	$\epsilon_s \%$	1.40	1.20	1.00	3.00	2.80
Longitudinal thermal expansion coefficient	$\alpha_1 \times 10^{-6} \text{ strain/K}$	-0.3	-0.3	6	4	18
Transverse thermal expansion coefficient	$\alpha_2 \times 10^{-6} \text{ strain/K}$	28	25	35	40	40
Longitudinal moisture expansion coefficient	β_1	0.01	0.01	0.01	0.04	0.01
Transverse moisture expansion coefficient	β_2	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3
<u>Density</u>	$\rho \text{ kg/m}^3$	1600	1600	1900	1400	2000