

Estruturas e Cargas

- Num projecto 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 projecto a estrutura entra apenas na estimativa do peso;
- No projecto preliminar e detalhado o grau de análise 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;
- Na análise inicial usam-se métodos tradicionais no dimensionamento estrutural. À medida que o conhecimento da estrutura aumenta os métodos numéricos são mais adequados.

Categorias de cargas (1)

Aerodinâmica

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

Aterragem

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

Outros

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

Inércia

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

Descolagem

- catapulta
- abortada

Rolamento

- altos pista
- volta

Motor

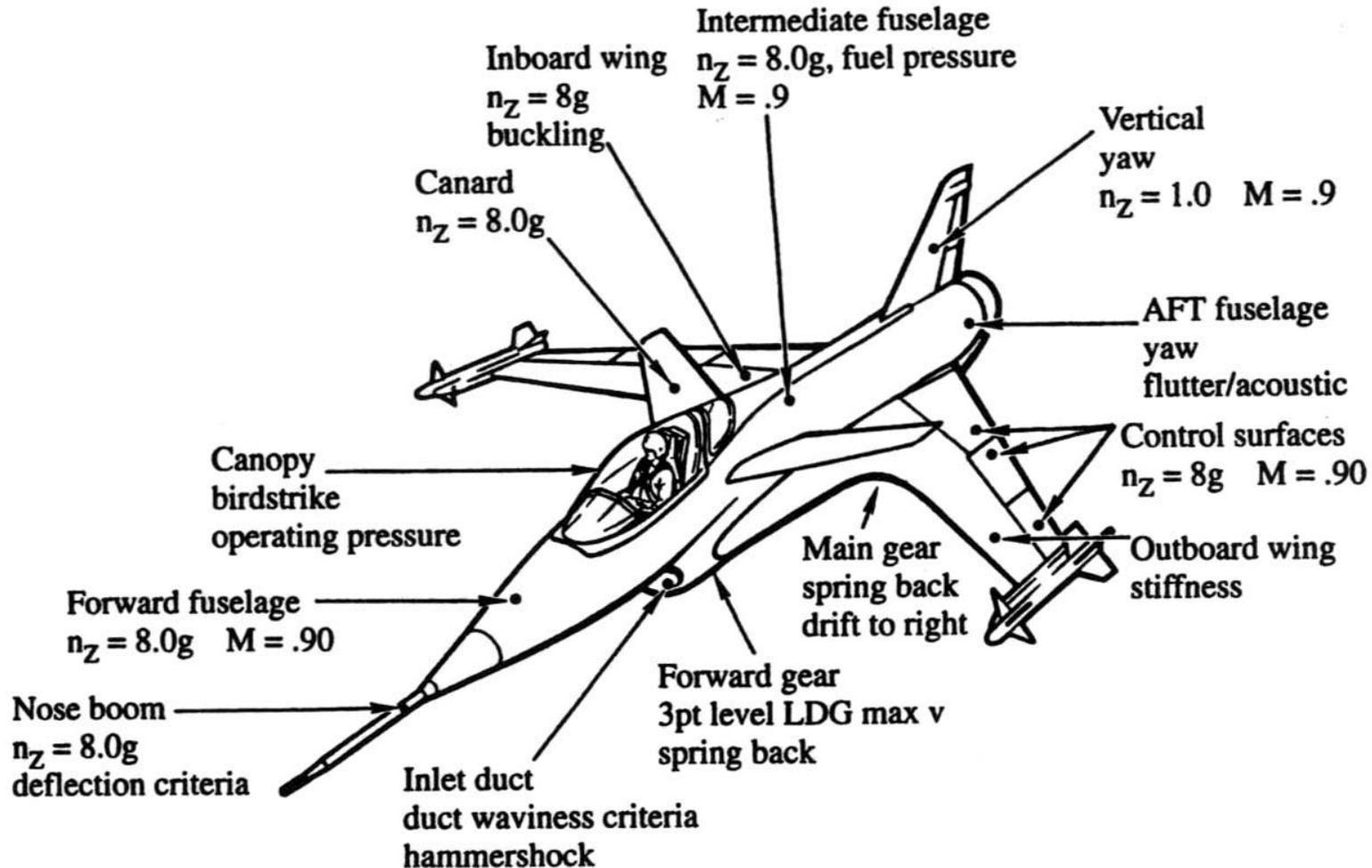
- tracção
 - torque
 - efeitos giroscópicos
 - vibração
 - pressão tubeira
 - ondas choque tubeira
 - perda pá/hélice
 - quebra
-

Categorias de cargas (2)

- 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;
- Factor de segurança (FS) – $\text{Carga final} = \text{FS} \times \text{Carga limite}$. Em aeronáutica $\text{FS} = 1,5$;
- Factor de qualidade (FQ) – Tem em conta incertezas na homogeneidade dos materiais e na qualidade da construção. Tipicamente $\text{FQ} = 1,15$.
- Carga admissível – carga de dimensionamento:
 - $\text{Carga admissível} = \text{Carga final}/(\text{FS} \times \text{FQ})$;
 - $\text{Carga admissível} = \text{Carga limite}/\text{FQ}$.

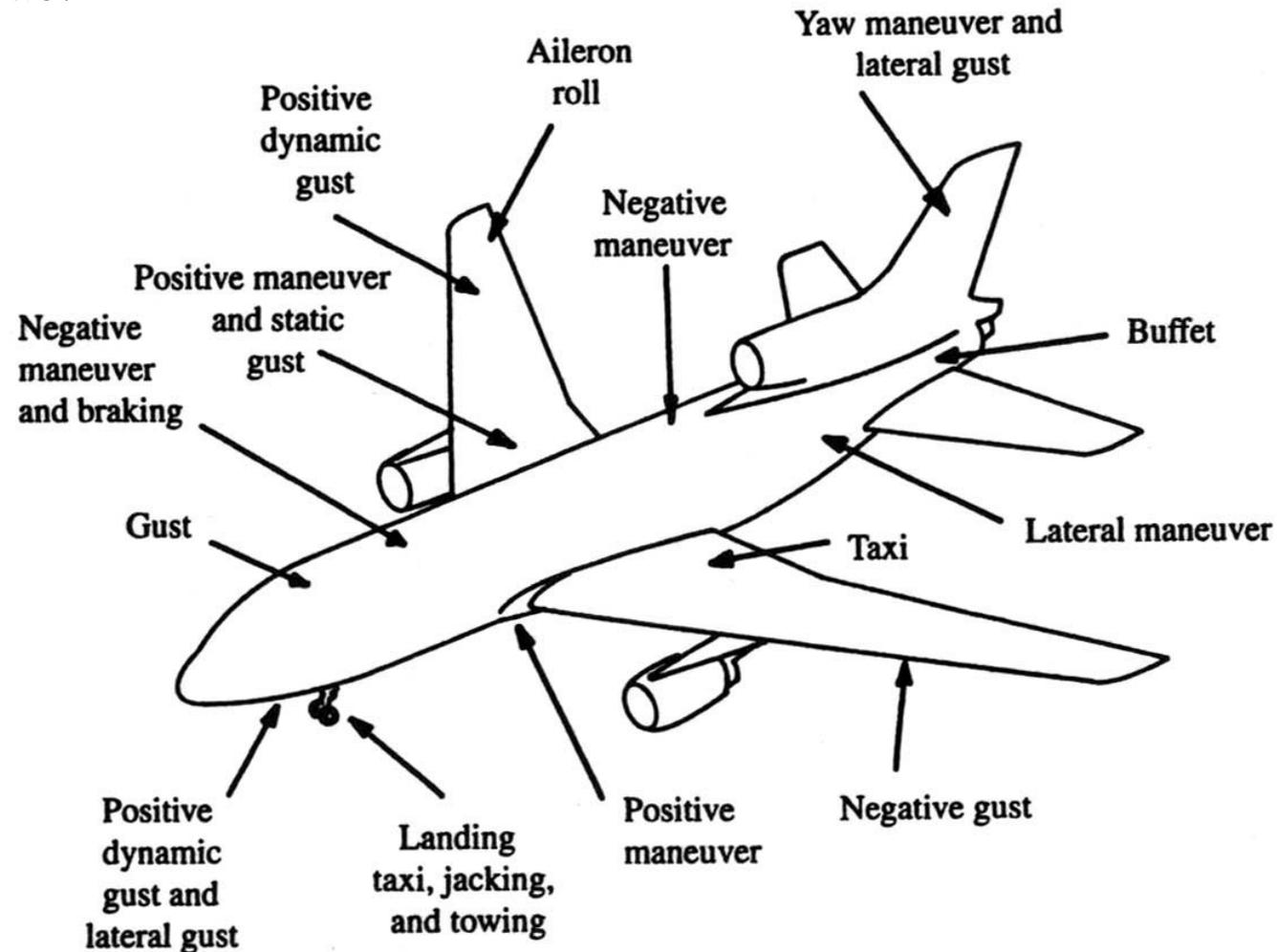
Categorias de cargas (3)

- Cargas críticas:



Categorías de cargas (4)

- Cargas críticas:



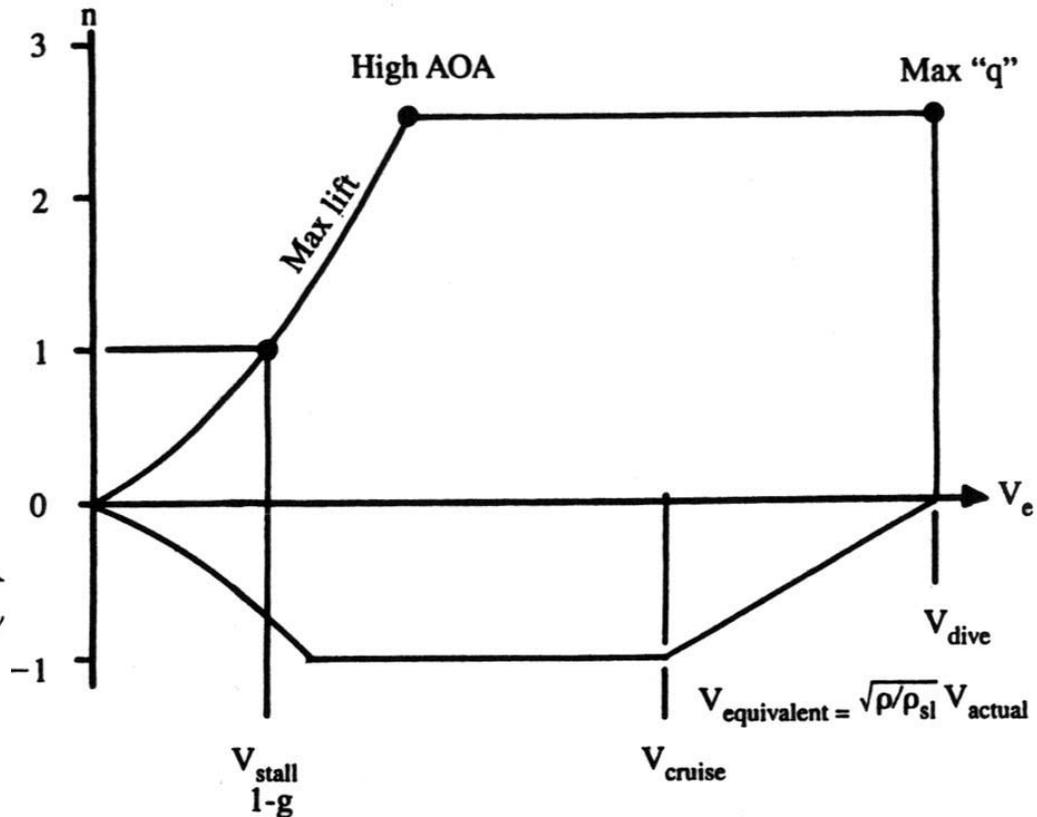
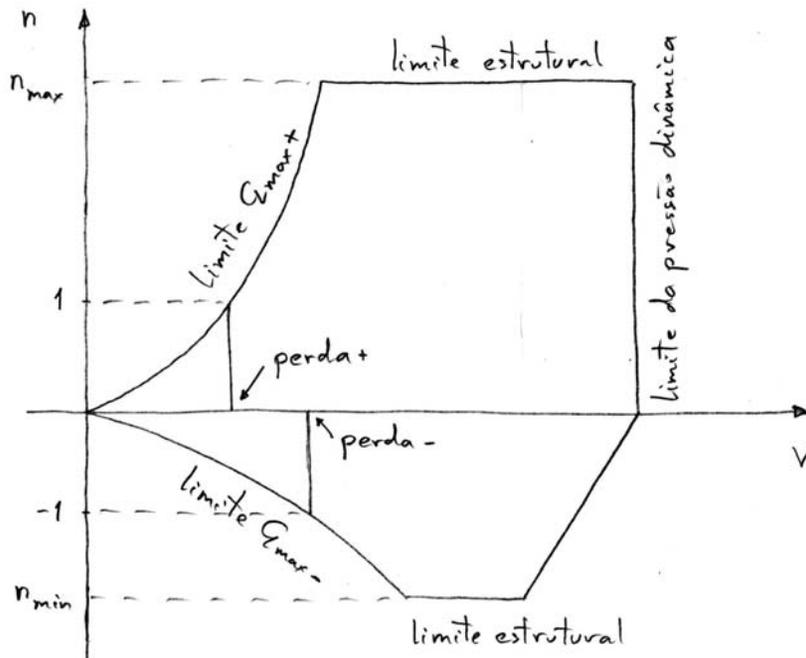
Cargas aerodinâmicas (1)

- Cargas de manobra:
 - Factor 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

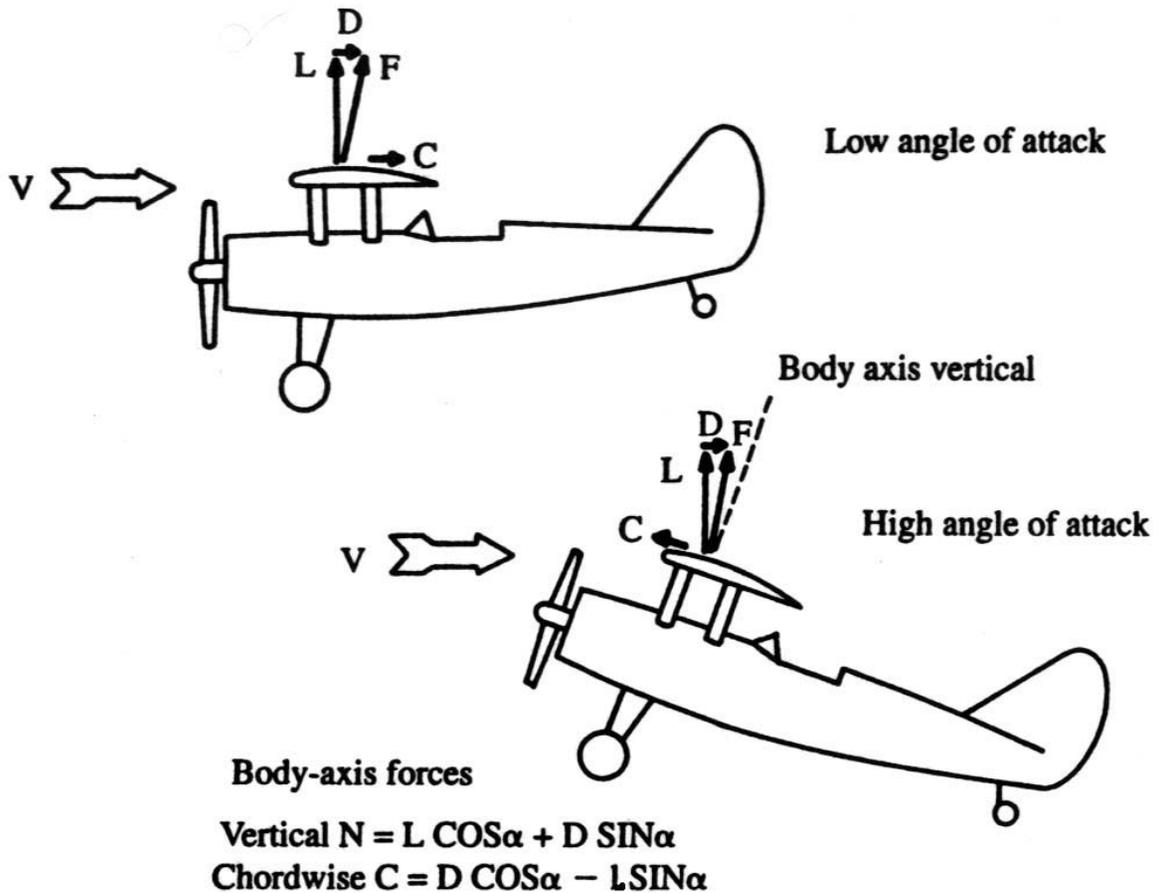
Cargas aerodinâmicas (2)

- Cargas de manobra:
 - Diagrama n-V:
 - $n = 0,5\rho V^2 SC_{Lmax}/W$.



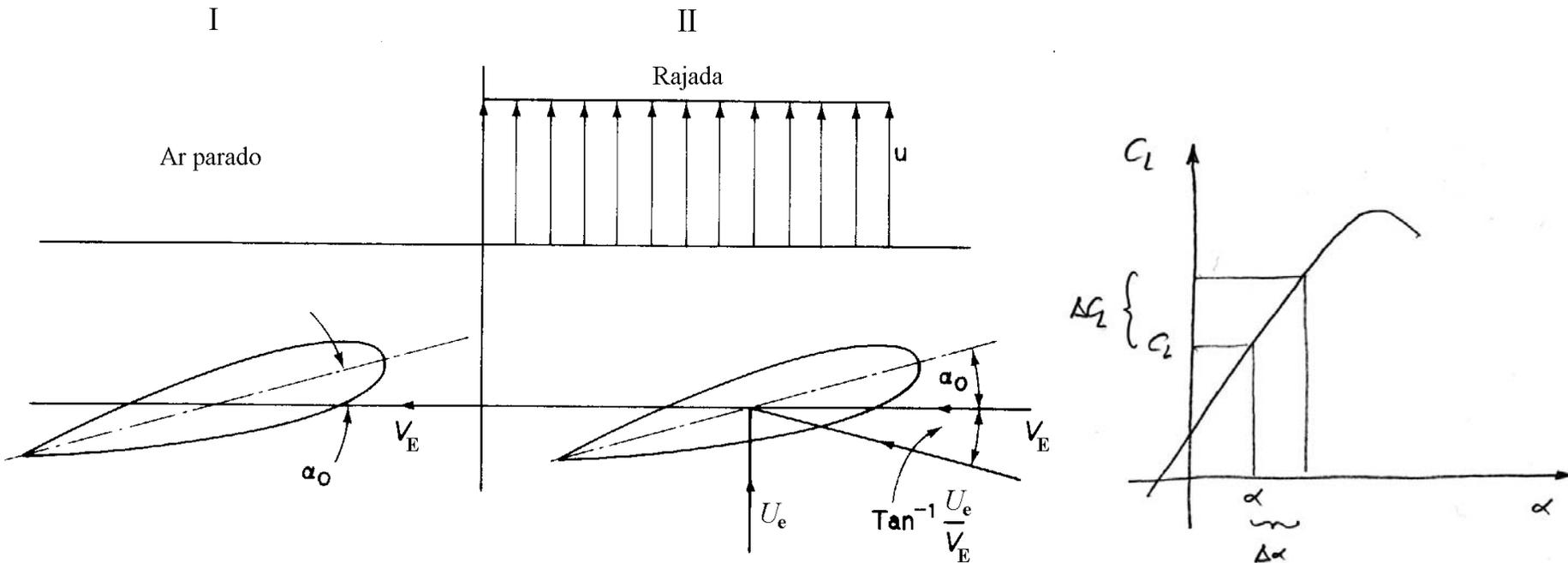
Cargas aerodinâmicas (3)

- Cargas de manobra:
 - Forças nas asas.



Cargas aerodinâmicas (4)

- Cargas de rajada:
 - Incremento do factor de carga:
 - $\Delta\alpha = \text{tg}^{-1}(U/V) = U/V$;
 - $\Delta L = 0,5\rho V^2 S a \Delta\alpha = 0,5\rho V S a U$;
 - $\Delta n = \Delta L/W = \rho U V a / [2(W/S)]$.

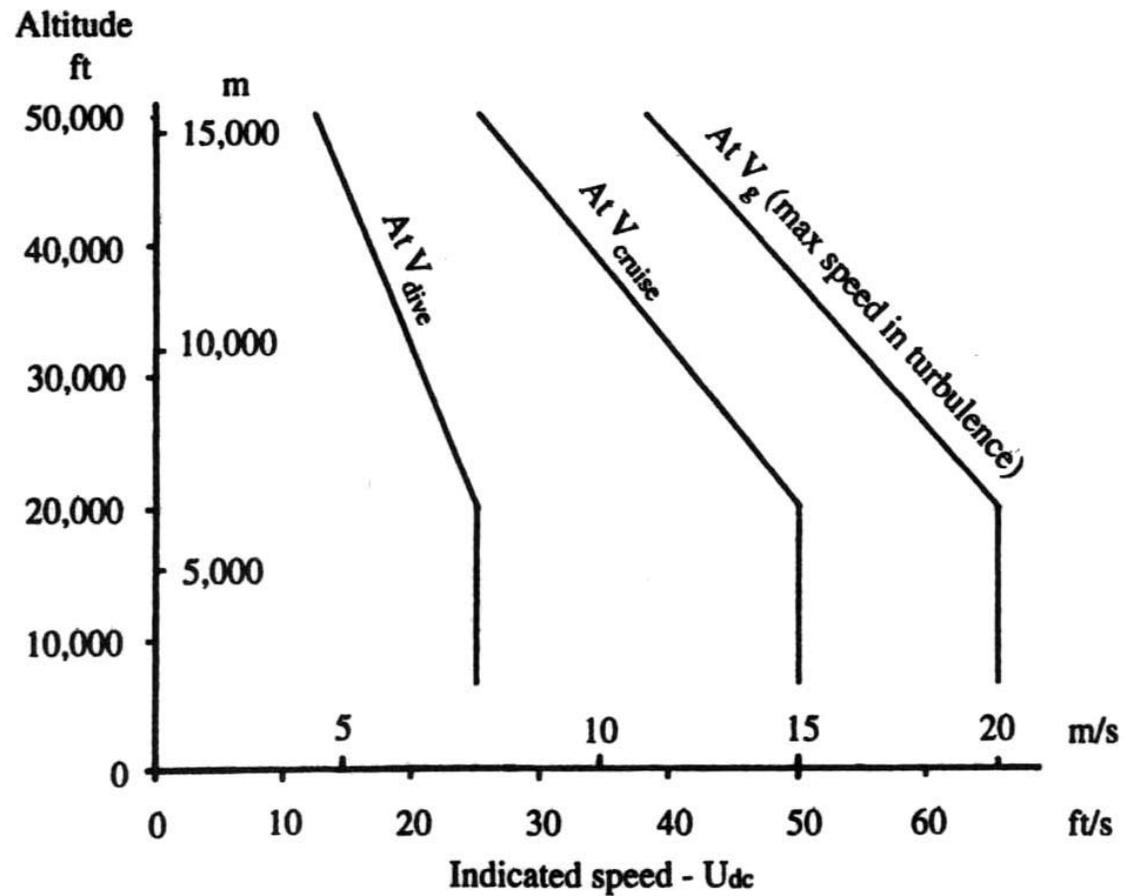


Cargas aerodinâmicas (5)

- Cargas de rajada:
 - Velocidade de rajada:
 - $U = KU_{de}$;
 - K – factor 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 e conta a dimensão da aeronave;
 - $\mu = 2(W/S)/(\rho gca) = 2m/(\rho caS)$;
 - $U_{de} = 15,24\text{m/s}$ na velocidade de cruzeiro (V_C);
 - $U_{de} = 7,62\text{m/s}$ na velocidade máxima de projecto (V_D);
 - $U_{de} = 20,00\text{m/s}$ na velocidade máxima em turbulência (V_g).

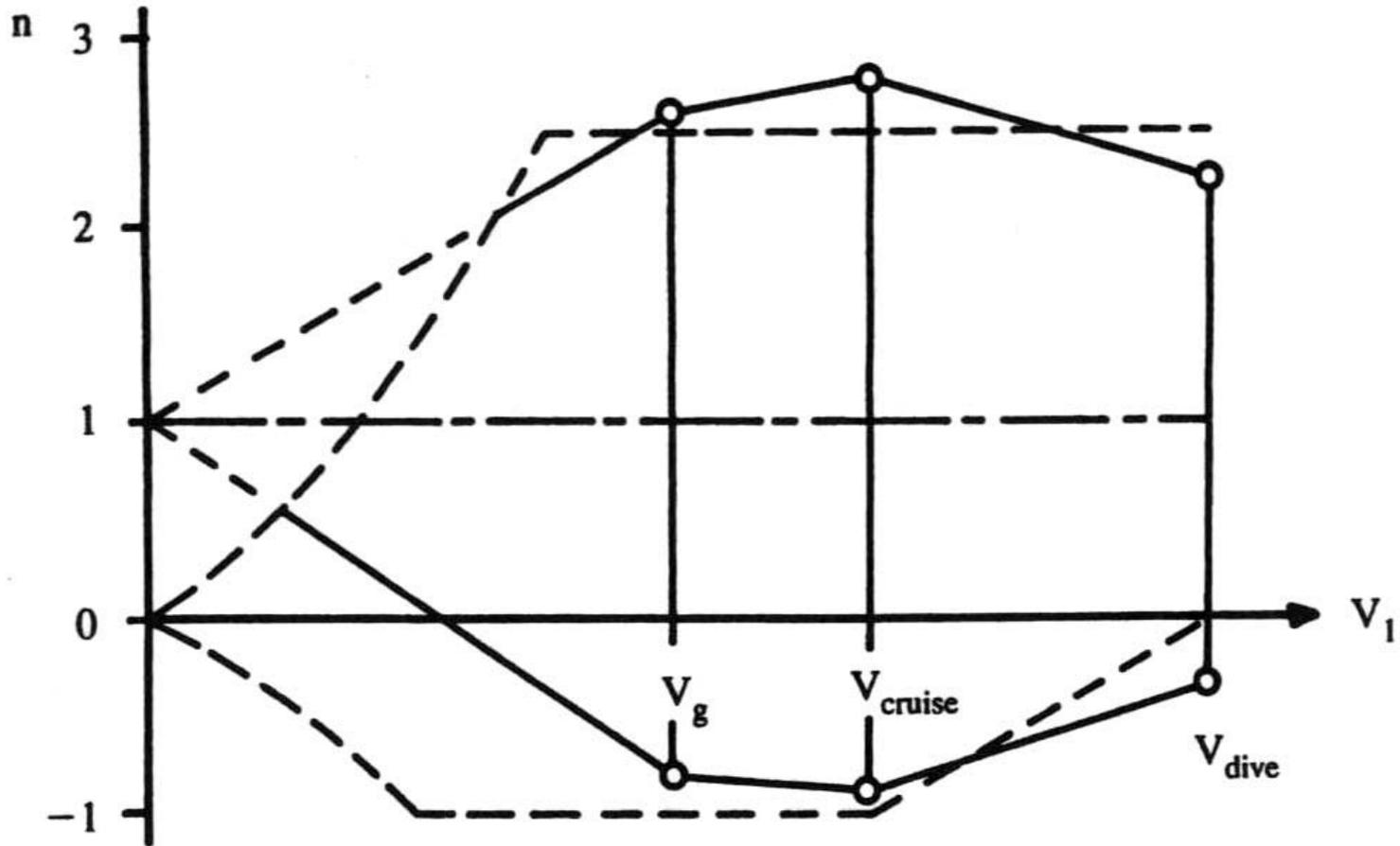
Cargas aerodinâmicas (6)

- Cargas de rajada:
 - Velocidade de rajada.



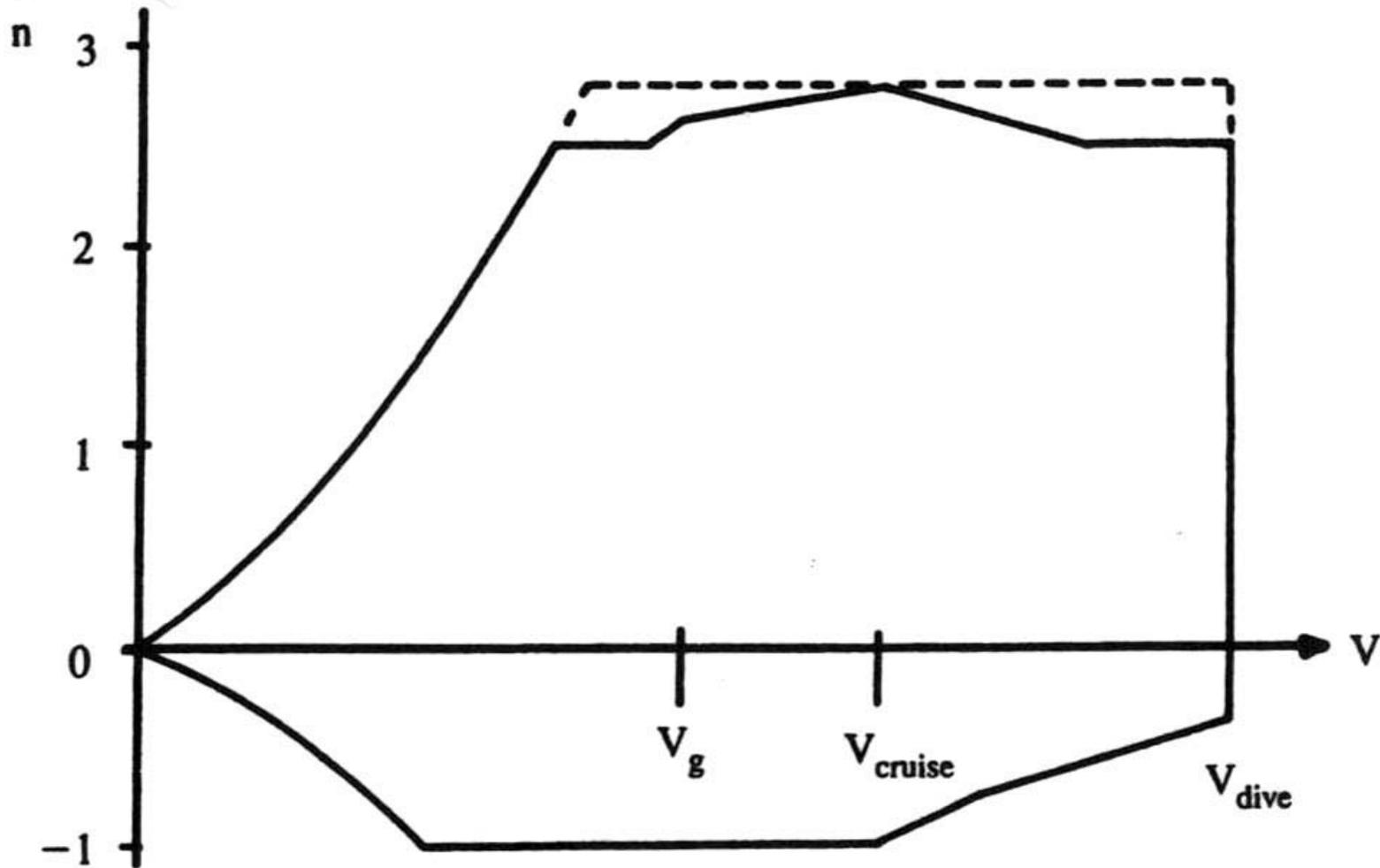
Cargas aerodinâmicas (7)

- Cargas de rajada:
 - Diagrama n-V de rajada.



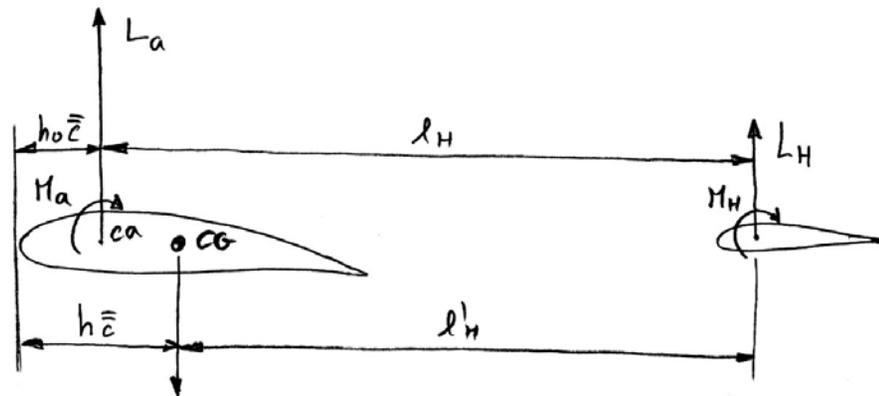
Cargas aerodinâmicas (8)

- Diagrama n-V combinado:



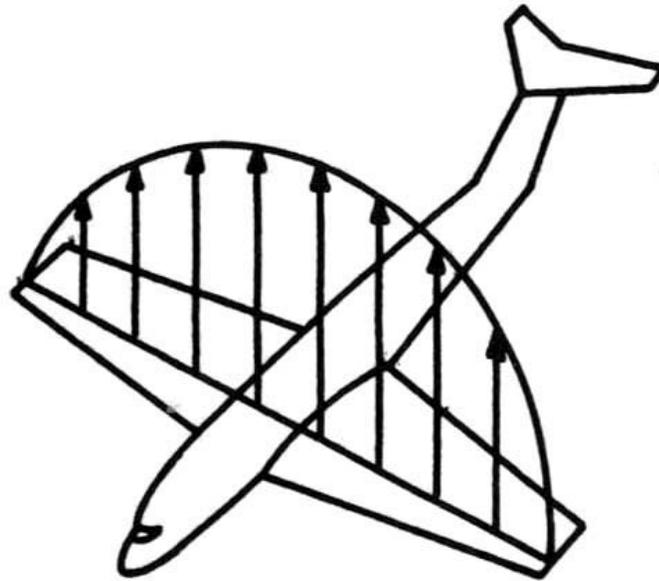
Cargas aerodinâmicas (9)

- Cargas em superfícies sustentadoras:
 - Sustentação na asa e empenagem para equilíbrio:
 - $\Sigma F_V = 0$;
 - $\Sigma M = 0$;
 - Desprezando a influência do ângulo de ataque e da resistência aerodinâmica:
 - $L_a + L_H - nW = 0$;
 - $M_a + M_H + (h - h_0)cnW - l_H L_H = 0$;
 - Pondo $M_0 = M_a + M_H$ e resolvendo tem-se:
 - $L_a = \{-M_0 + [l_H - (h - h_0)]nW\} / l_H$;
 - $L_H = [M_0 + (h - h_0)cnW] / l_H$



Cargas aerodinâmicas (10)

- Cargas em superfícies sustentadoras:
 - Distribuição de sustentação:



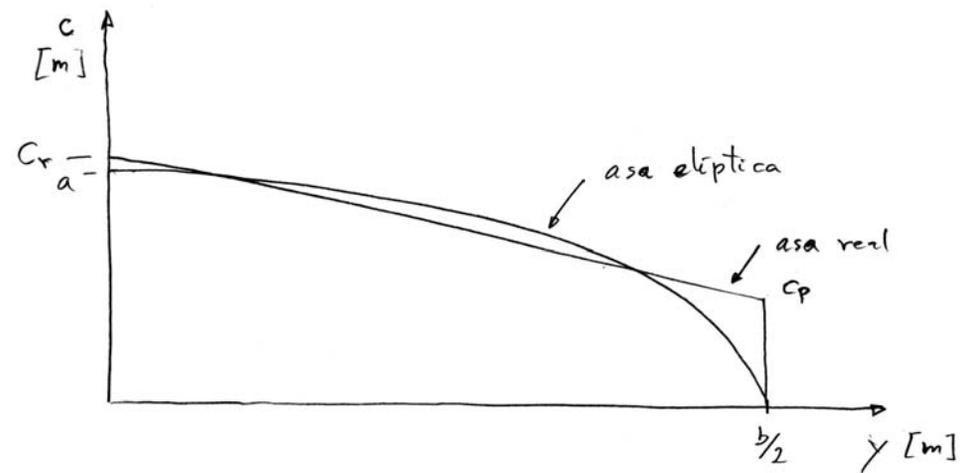
Spanwise
lift
distribution



Chordwise
lift
distribution

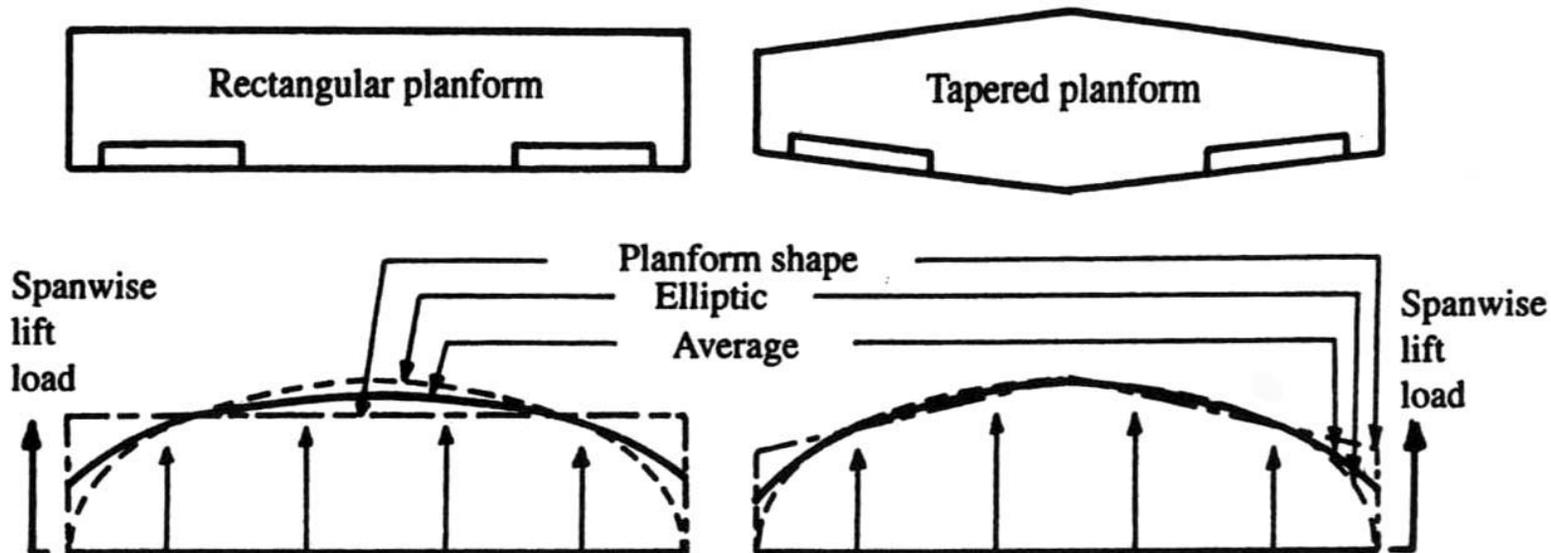
Cargas aerodinâmicas (11)

- 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 elíptica e a distribuição da corda.



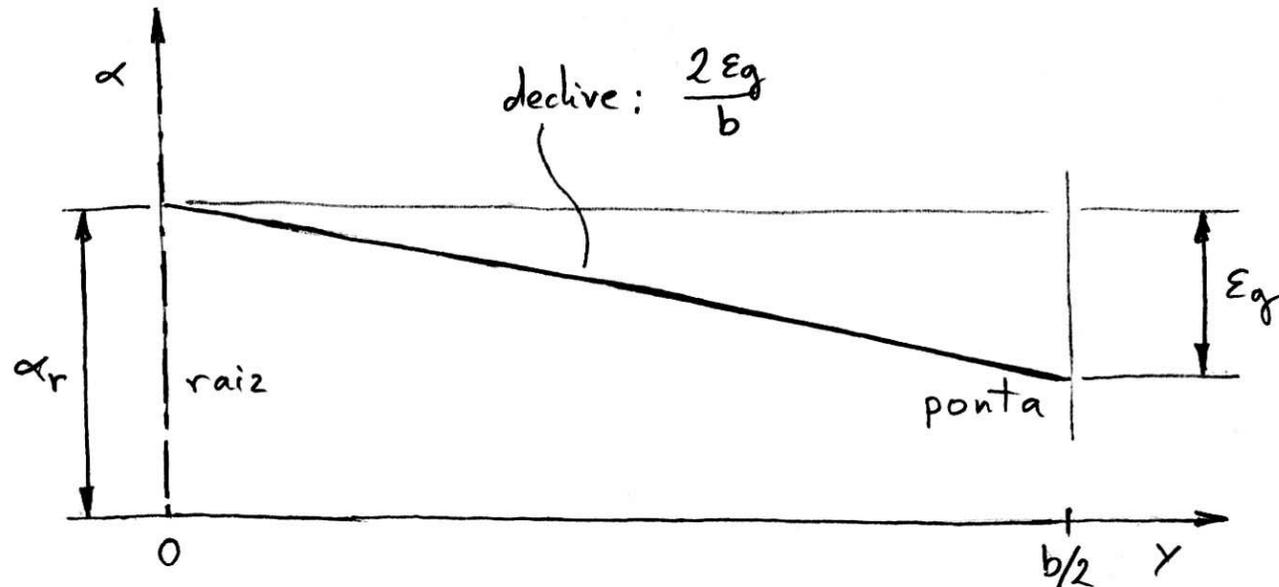
Cargas aerodinâmicas (12)

- 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 elíptica – $c_e(y) = 4S/(\pi b)[1-(2y/b)^2]^{0,5}$;
 - Distribuição de C_l :
 - $C_{l\alpha}(y) = 0,5[c(y)+c_e(y)]/c(y)$;
 - $C_{l\alpha}(y) = [c(y).c_e(y)]^{0,5}/c(y)$.



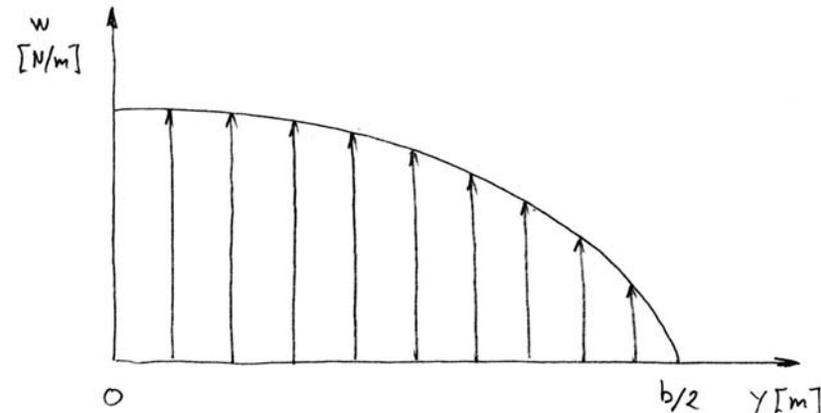
Cargas aerodinâmicas (13)

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



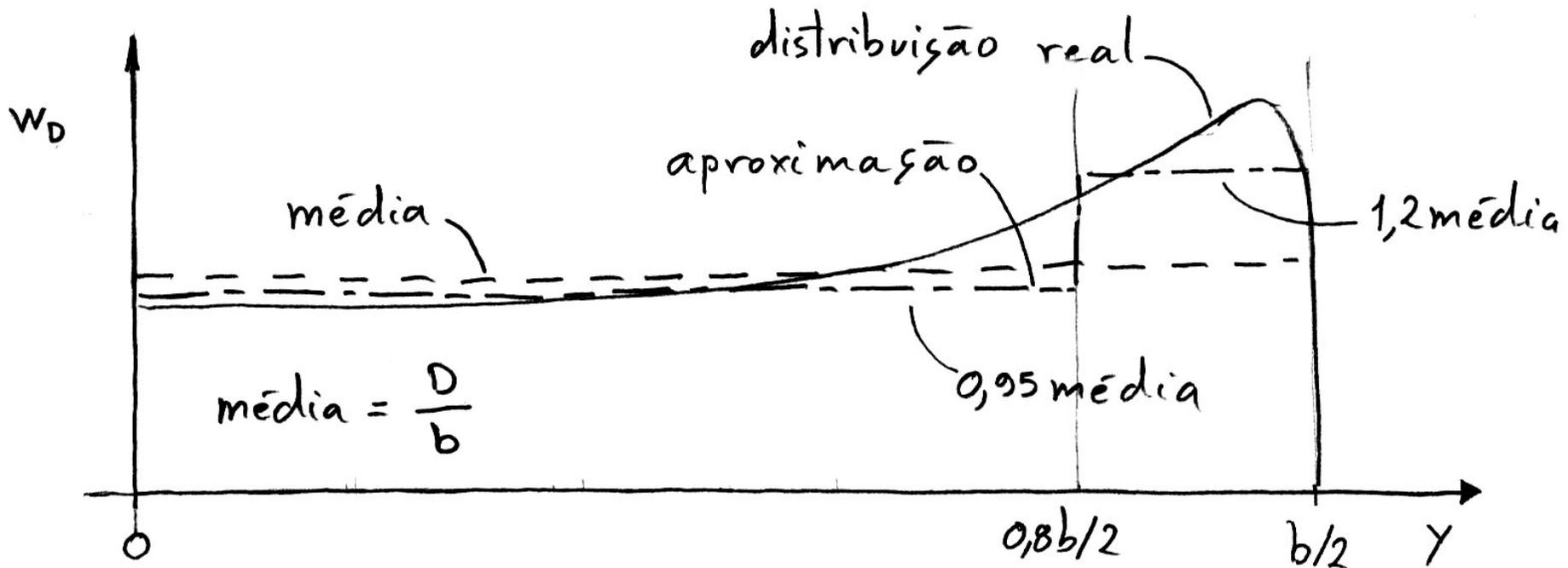
Cargas aerodinâmicas (14)

- 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].



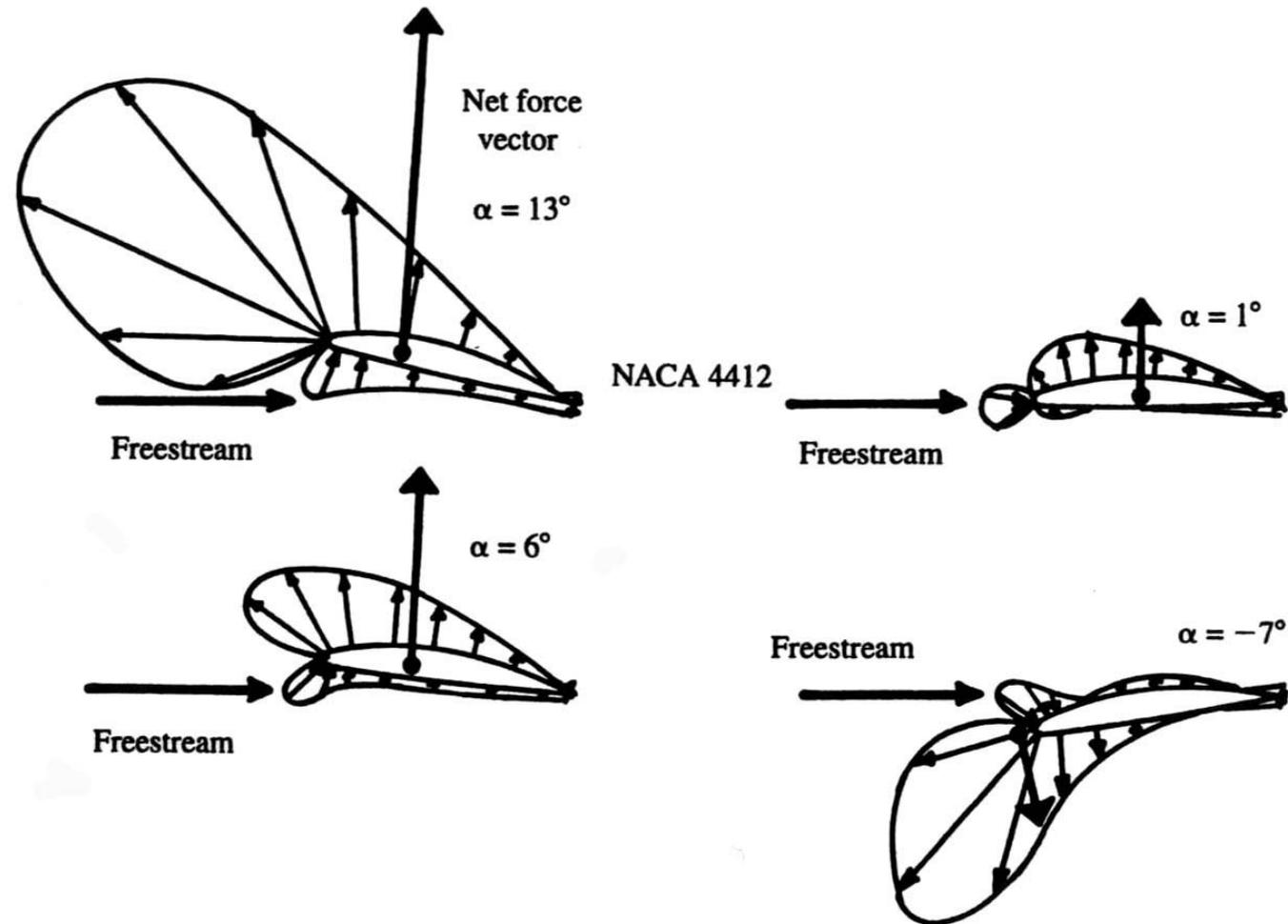
Cargas aerodinâmicas (15)

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



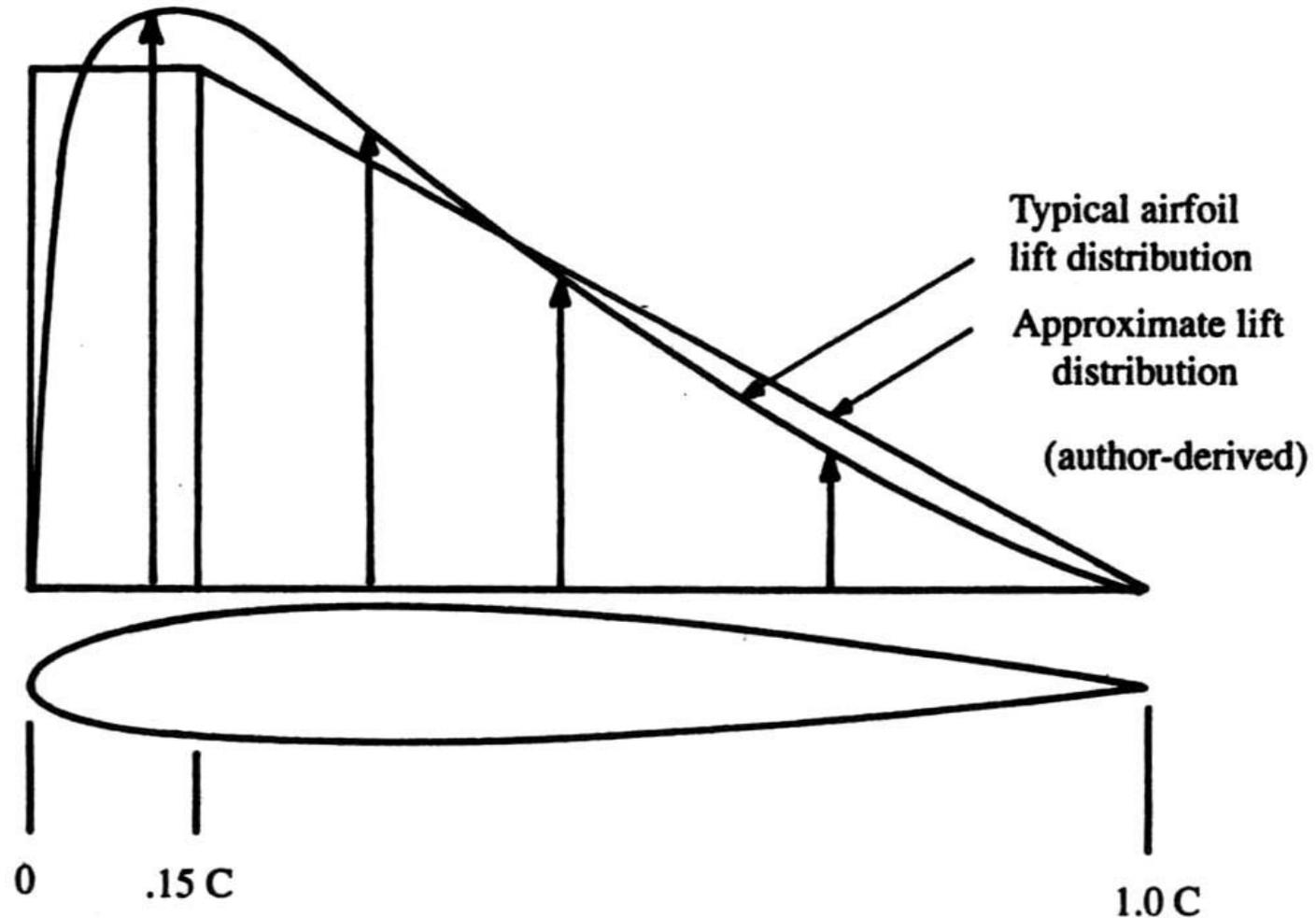
Cargas aerodinâmicas (16)

- Distribuição de sustentação ao longo da corda:



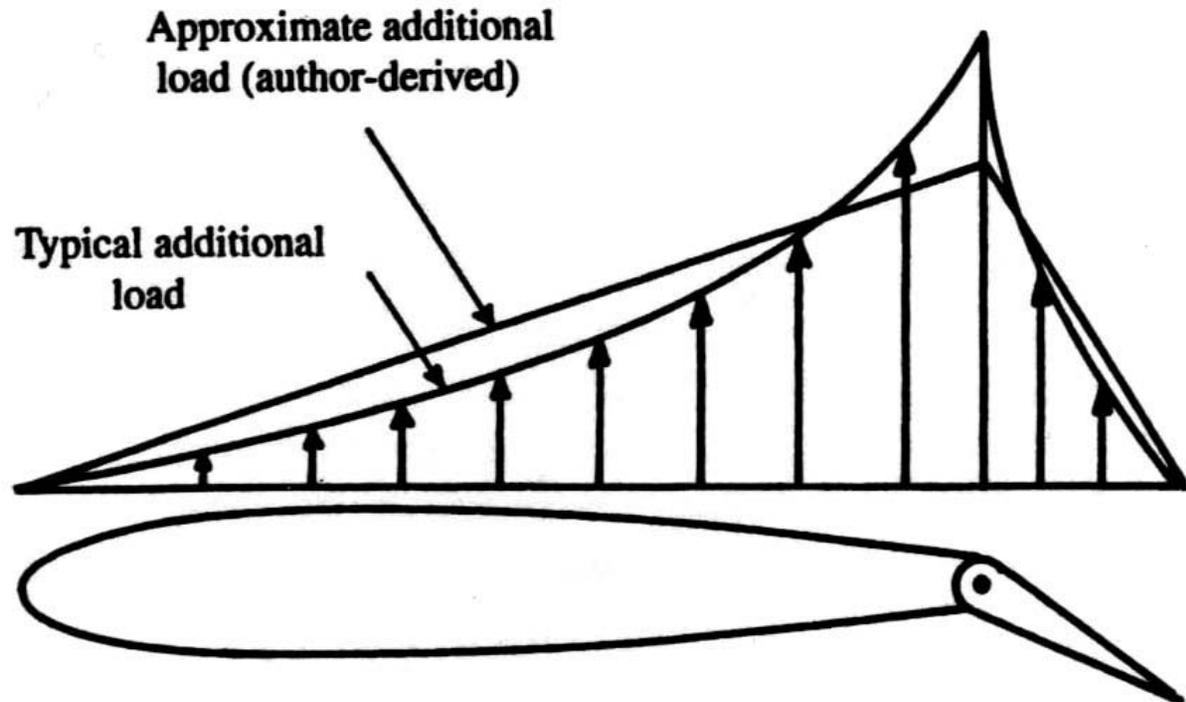
Cargas aerodinâmicas (17)

- Distribuição de sustentação ao longo da corda:



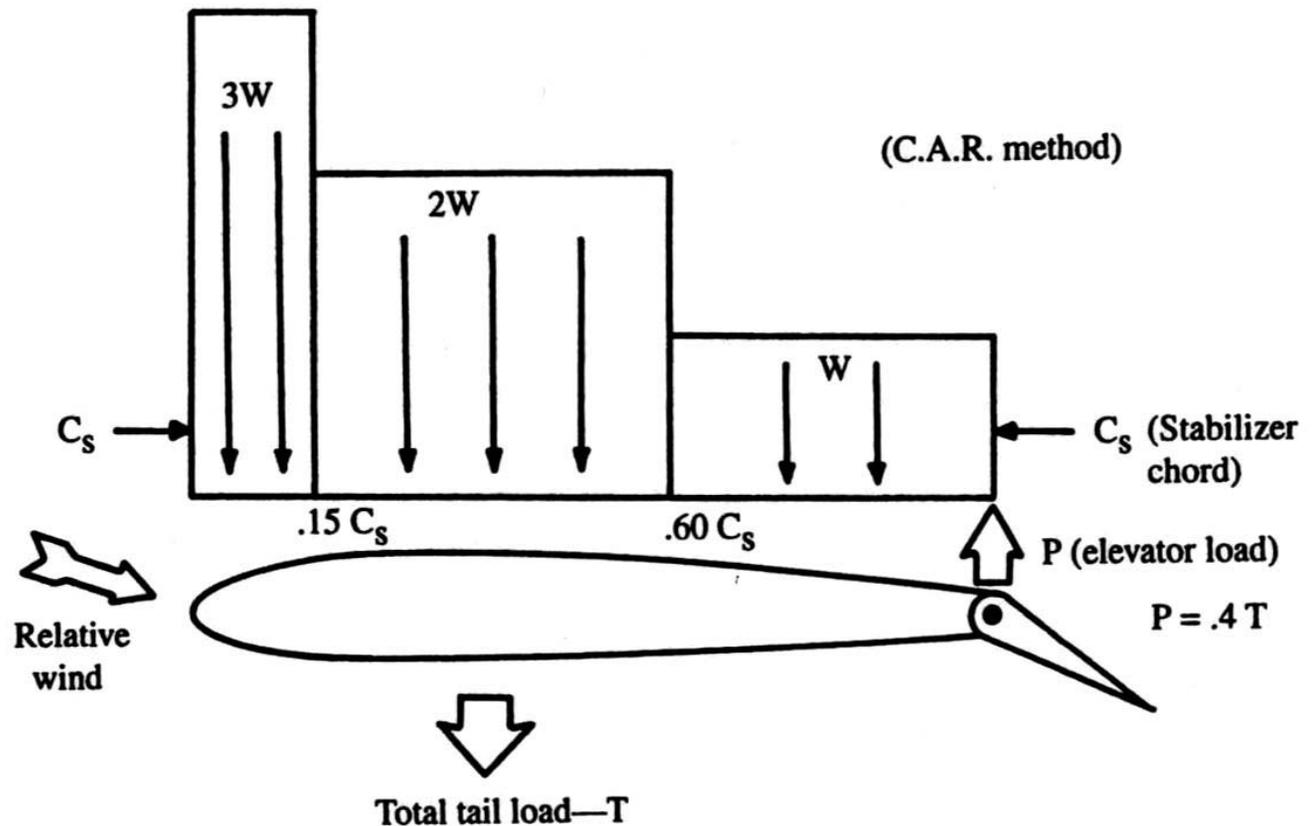
Cargas aerodinâmicas (18)

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



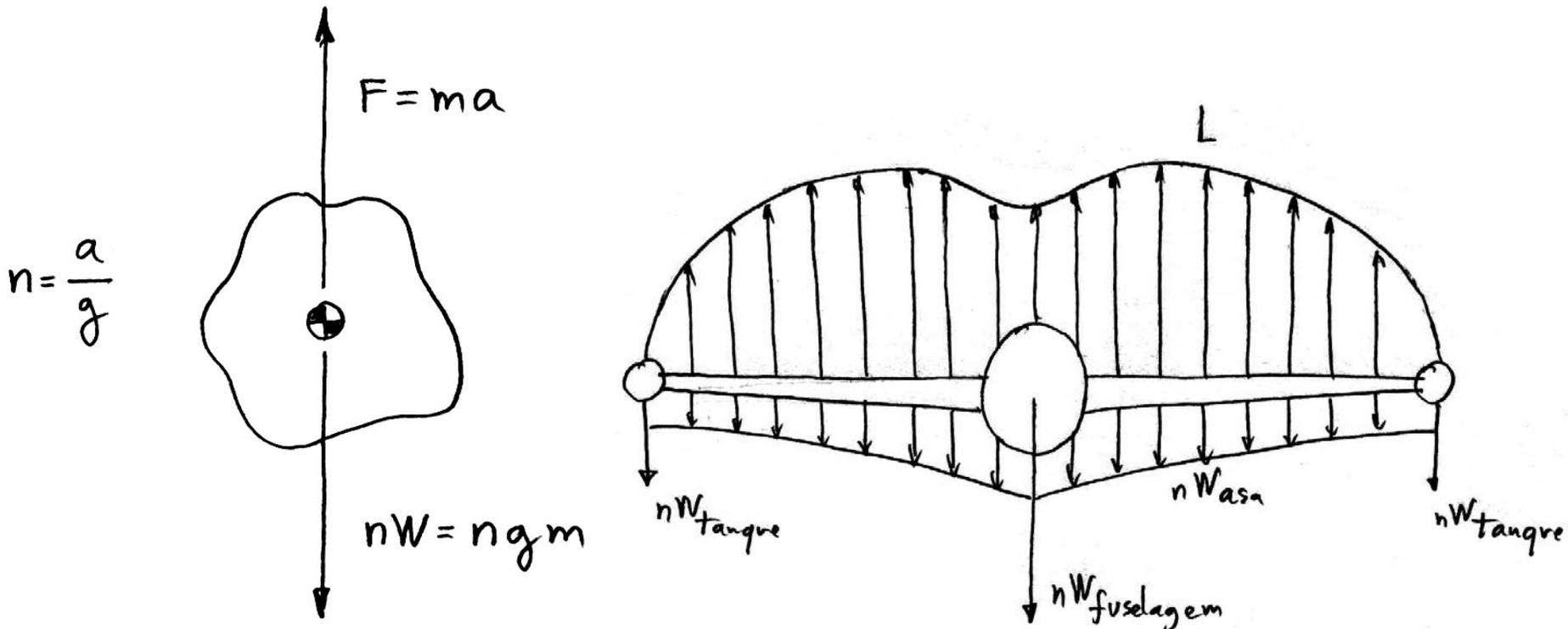
Cargas aerodinâmicas (19)

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

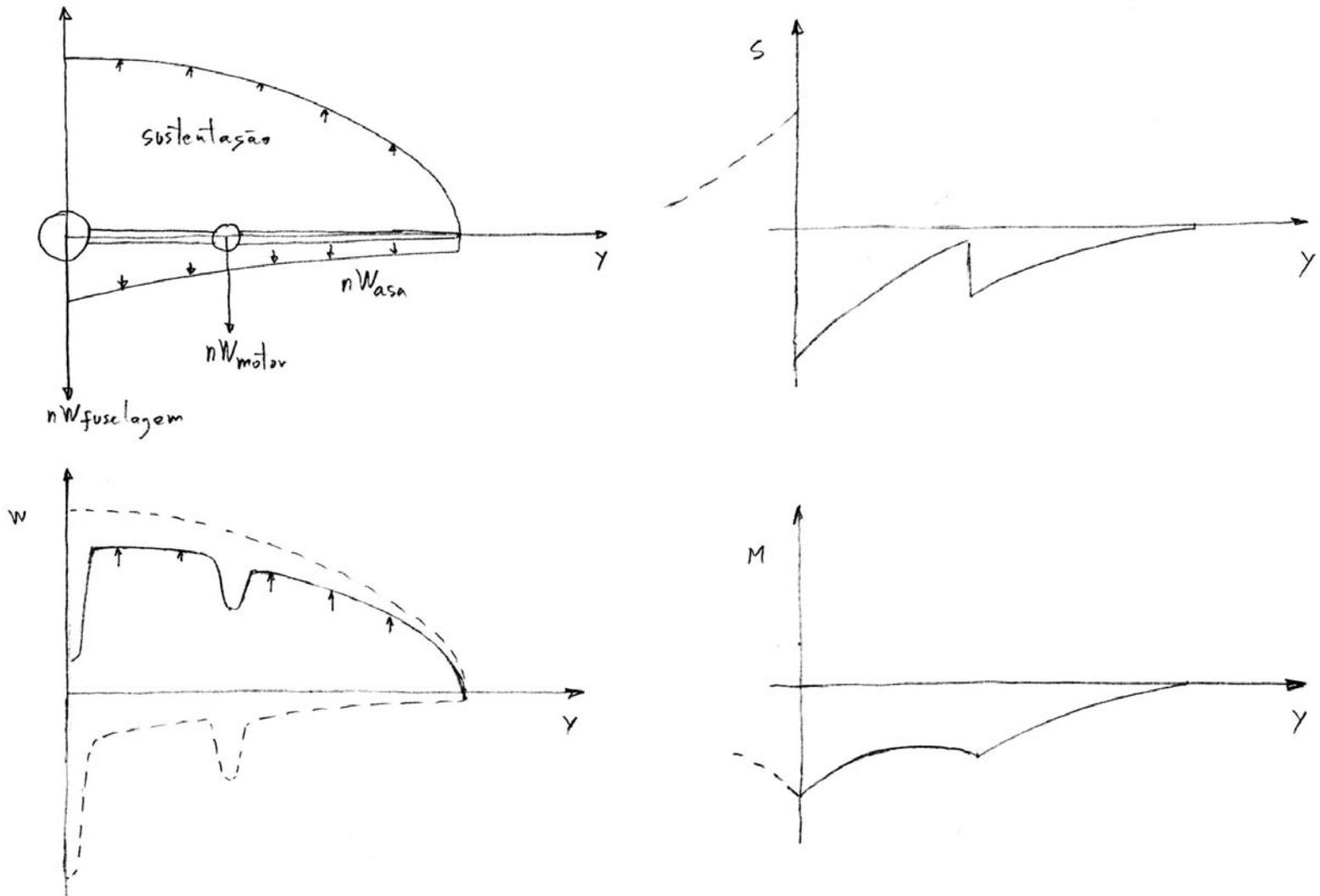


Cargas de inércia

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



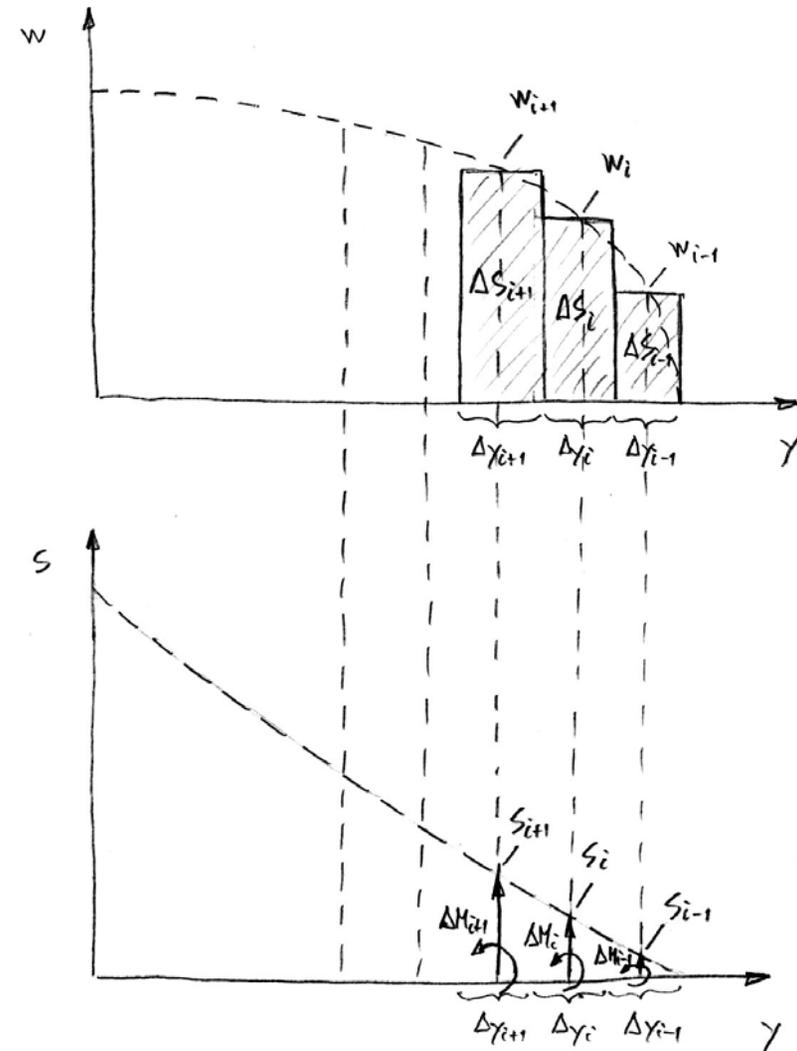
Força de corte e momento flector (1)



Força de corte e momento flector

(2)

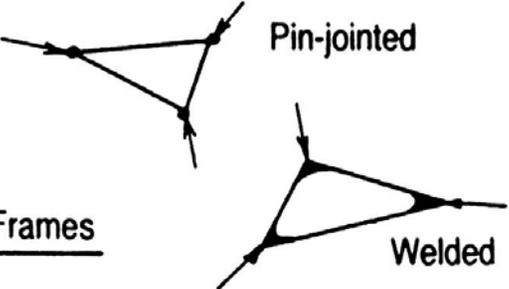
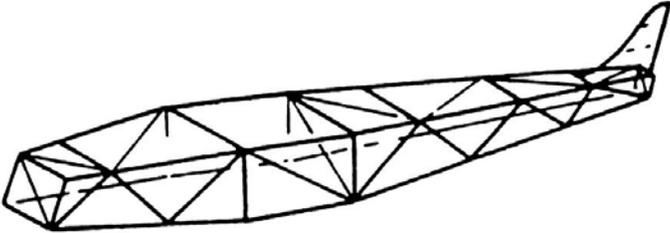
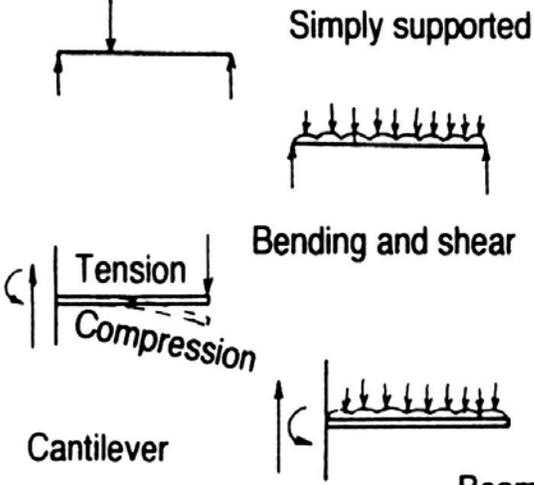
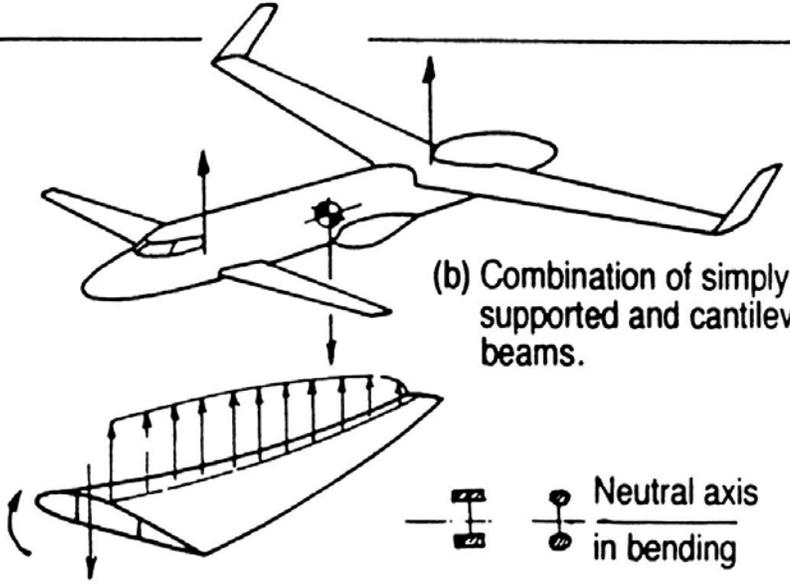
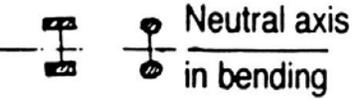
- $-w = dS/dy = d^2M/dy^2$;
- $S = -\int w dy = -\sum w_i \Delta y_i$;
- $M = \int S dy = \sum S_i \Delta y_i$.



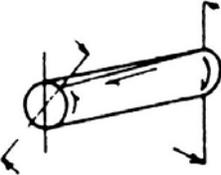
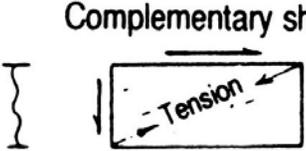
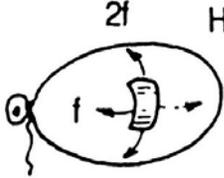
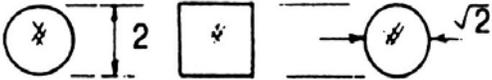
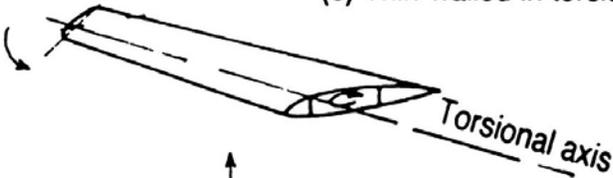
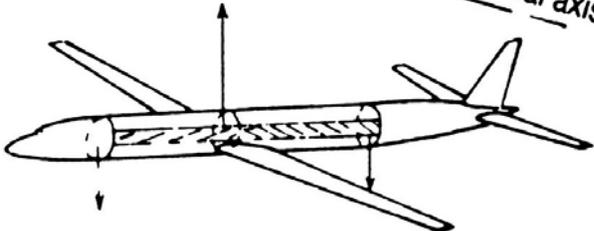
Cargas do motor

- As cargas aplicadas no motor são transmitidas ao berço/estrutura de fixação:
 - Tracção;
 - Resistência (efeito de moinho de vento);
 - Inércia;
 - Torque;
 - Efeitos giroscópicos;
- Nos motores a jacto as altas pressões nas tubeiras de admissão e de escape têm que ser consideradas.

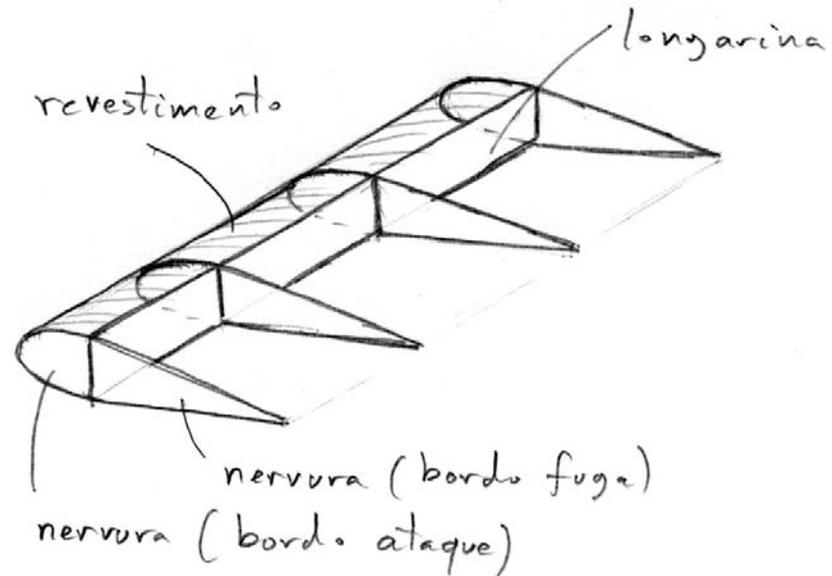
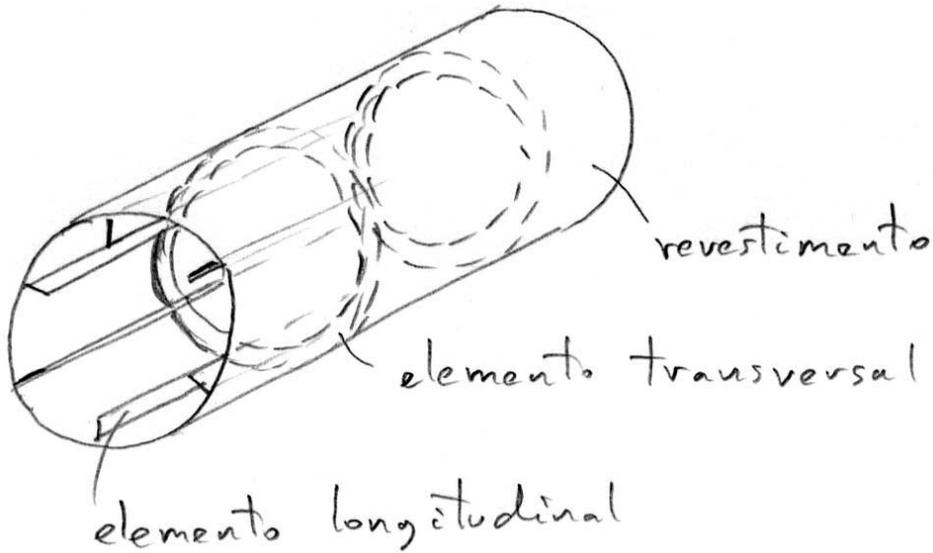
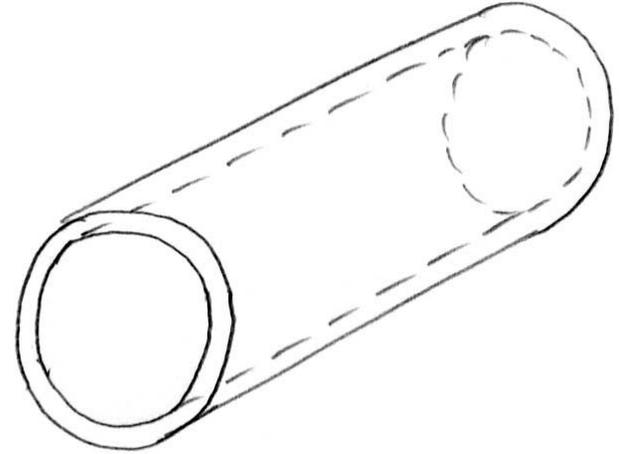
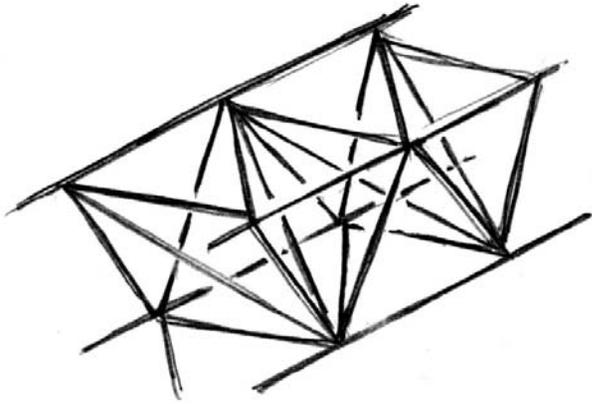
Forma da estrutura (1)

Structural forms	Applications
<p data-bbox="249 672 357 711"><u>Frames</u></p>  <p data-bbox="529 482 681 521">Pin-jointed</p> <p data-bbox="649 696 763 735">Welded</p>	 <p data-bbox="1334 696 1639 735">(a) Triangulated truss.</p>
 <p data-bbox="504 843 752 882">Simply supported</p> <p data-bbox="466 1058 733 1096">Bending and shear</p> <p data-bbox="295 1086 466 1206">Tension Compression</p> <p data-bbox="243 1268 390 1306">Cantilever</p> <p data-bbox="675 1310 776 1349"><u>Beams</u></p>	 <p data-bbox="1399 1021 1799 1135">(b) Combination of simply supported and cantilever beams.</p>  <p data-bbox="1570 1235 1742 1335">Neutral axis in bending</p>

Forma da estrutura (2)

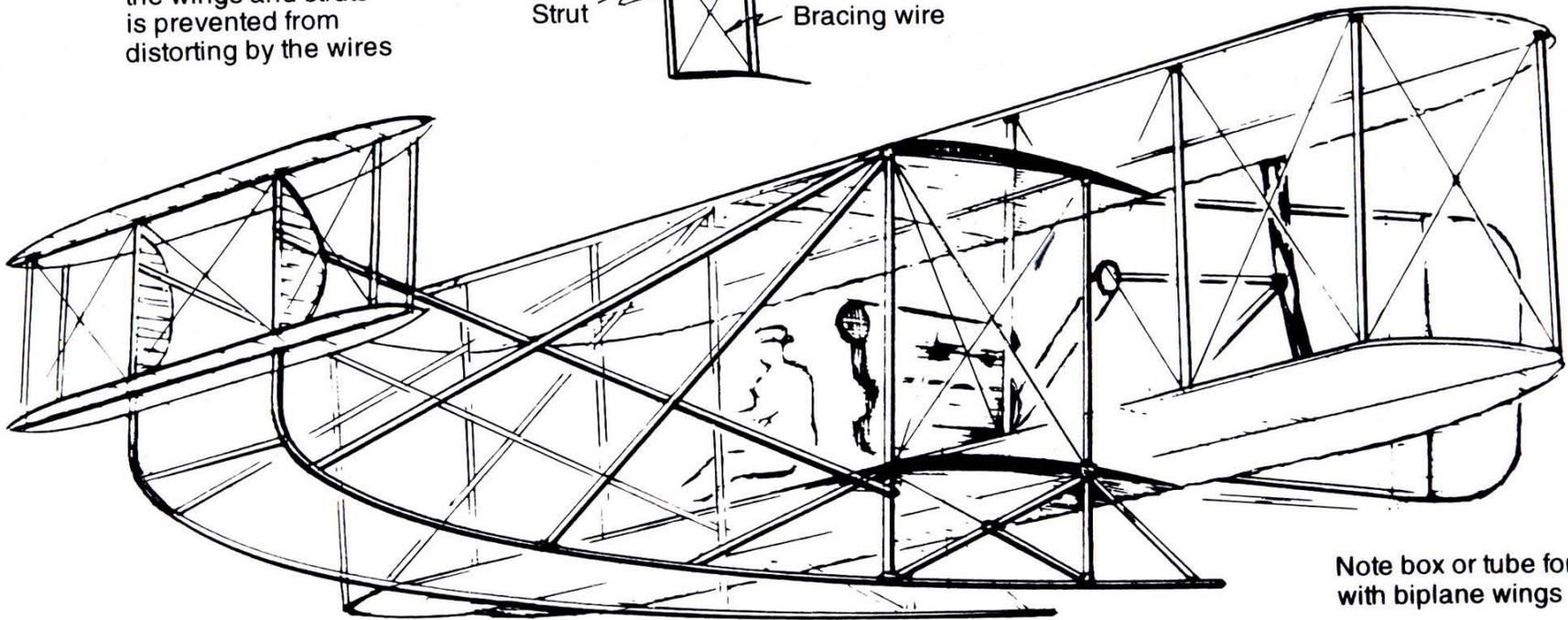
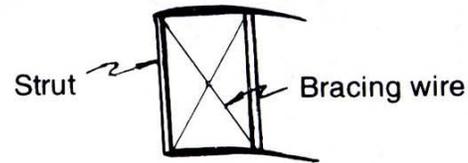
Structural forms	Applications
<p data-bbox="331 439 852 614">  Torsional member </p> <p data-bbox="293 634 811 785">  Complementary shear Applied shear </p> <p data-bbox="213 799 437 868"> Wrinkling across tension field </p> <p data-bbox="323 833 849 1011">  Skin in tension Hoop stress </p> <p data-bbox="498 1036 734 1076"> <u>Thin-walled tubes</u> </p> <p data-bbox="281 1119 773 1199">  </p> <p data-bbox="392 1216 639 1253"> $K = 2.5 = 3.5 = 1.0$ </p> <p data-bbox="312 1285 685 1368"> $K = \frac{\text{maximum stress in skin}}{\text{hoop stress}}$ </p>	<p data-bbox="1317 445 1648 482">(c) Thin-walled in torsion.</p> <p data-bbox="1001 476 1614 654">  Torsional axis </p> <p data-bbox="948 625 1603 902">  (d) Skin in shear (related to torsion). </p> <p data-bbox="1009 988 1454 1196">  </p> <p data-bbox="952 1245 1405 1282">(e) Pressurized cabin with cutouts.</p>

Tipos de estrutura (1)

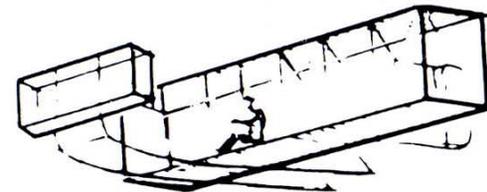


Tipos de estrutura (2)

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

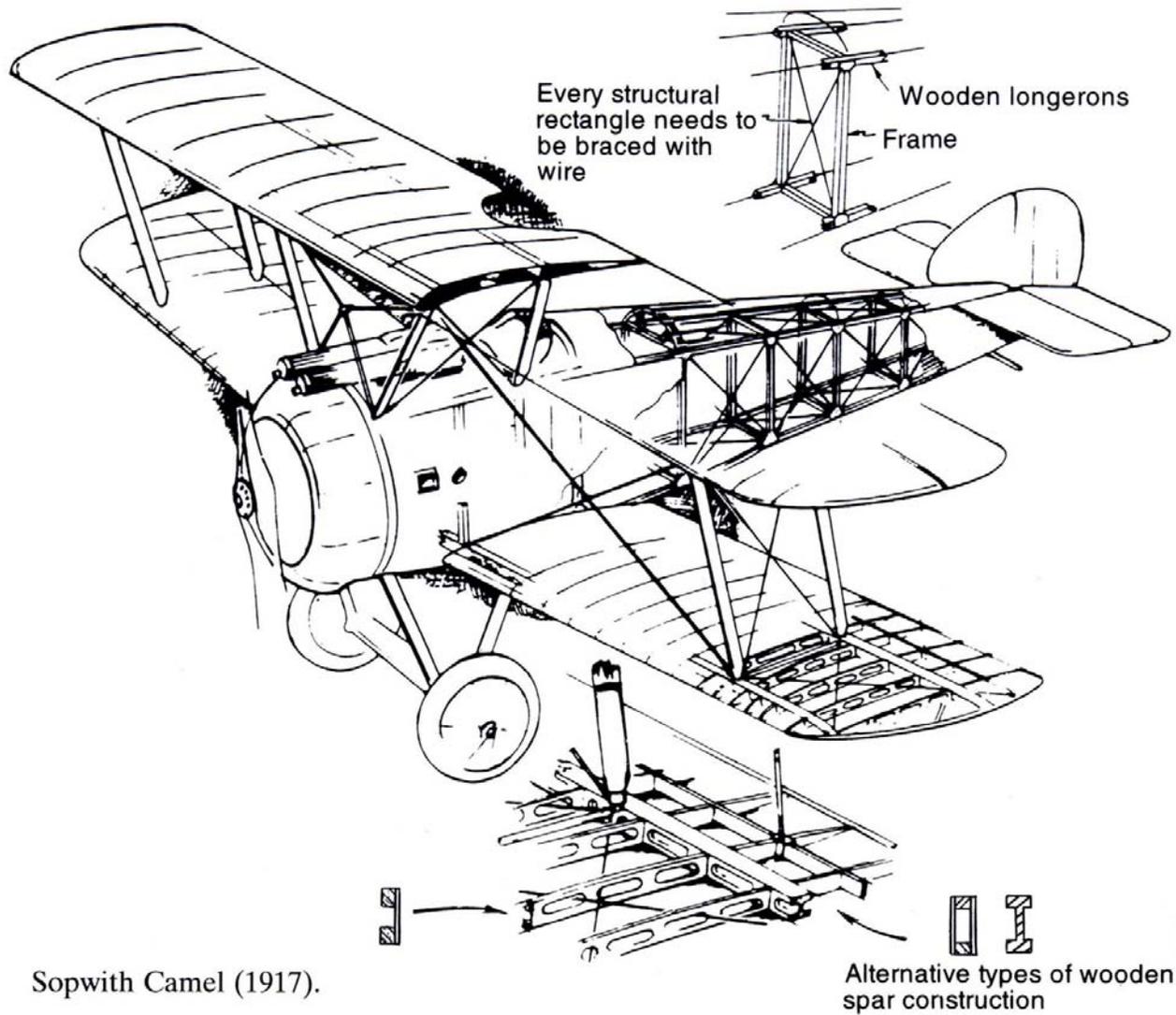


Note box or tube formed with biplane wings

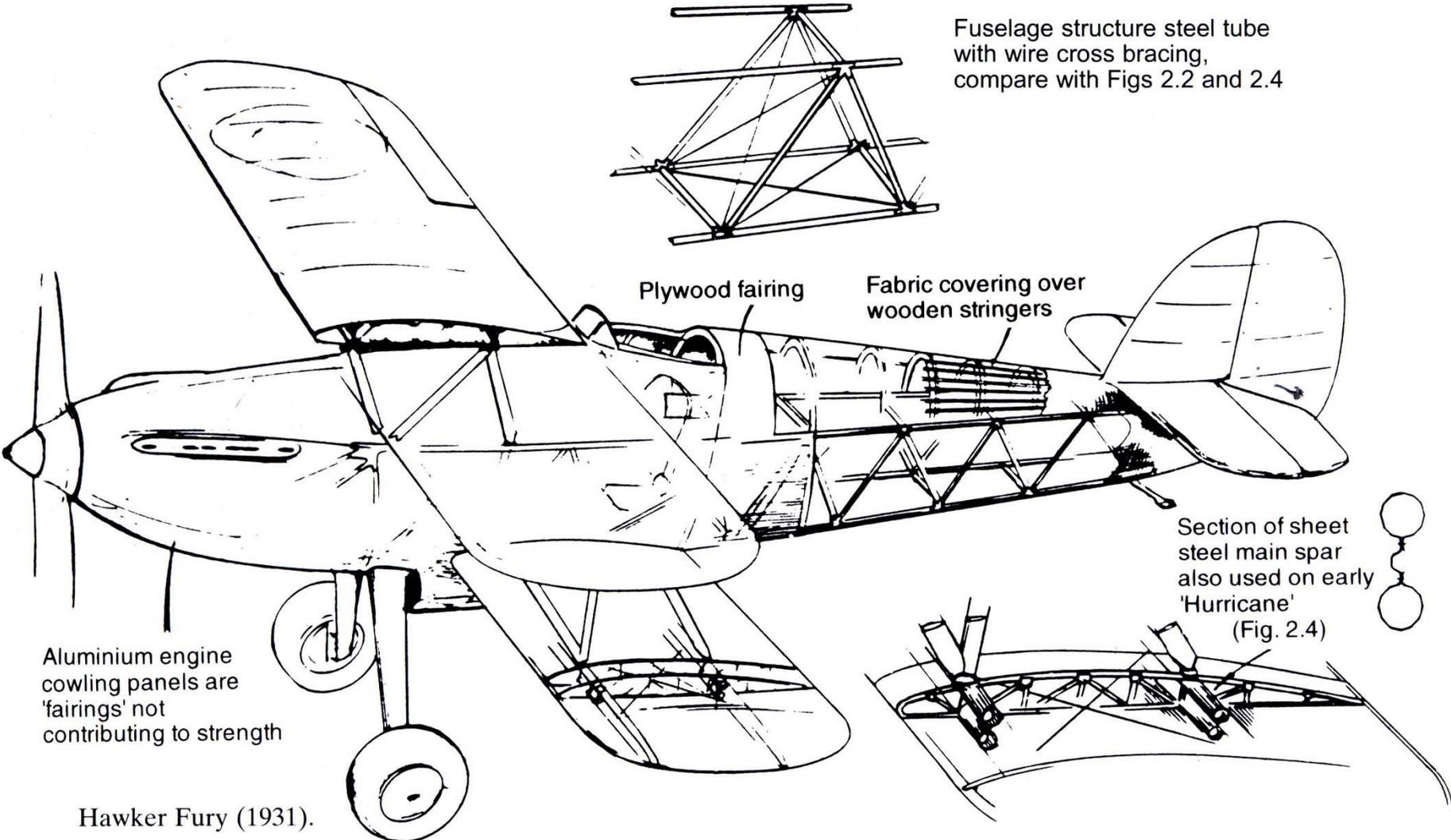


Wright Flyer (1903).

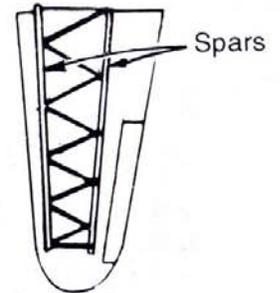
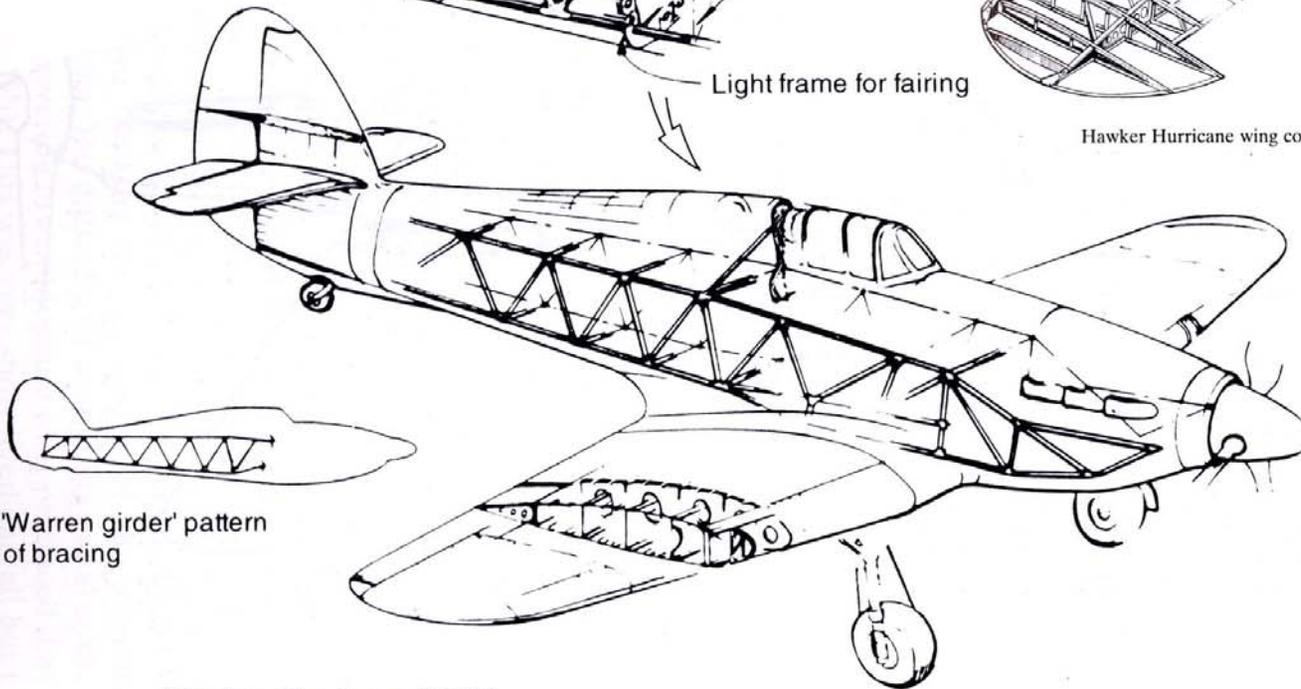
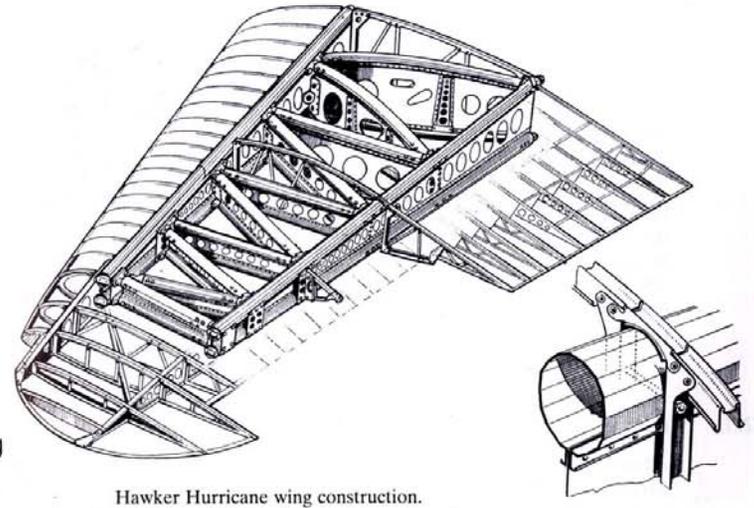
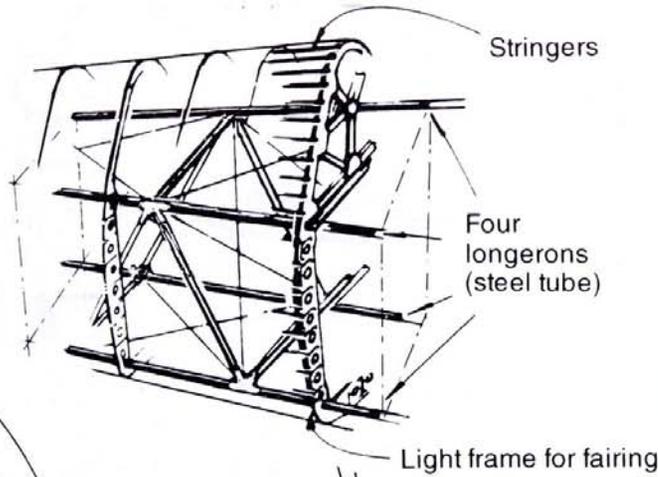
Tipos de estrutura (3)



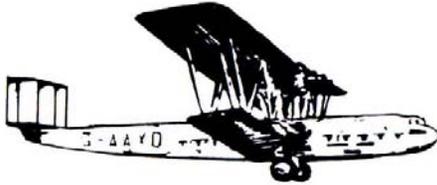
Tipos de estrutura (4)



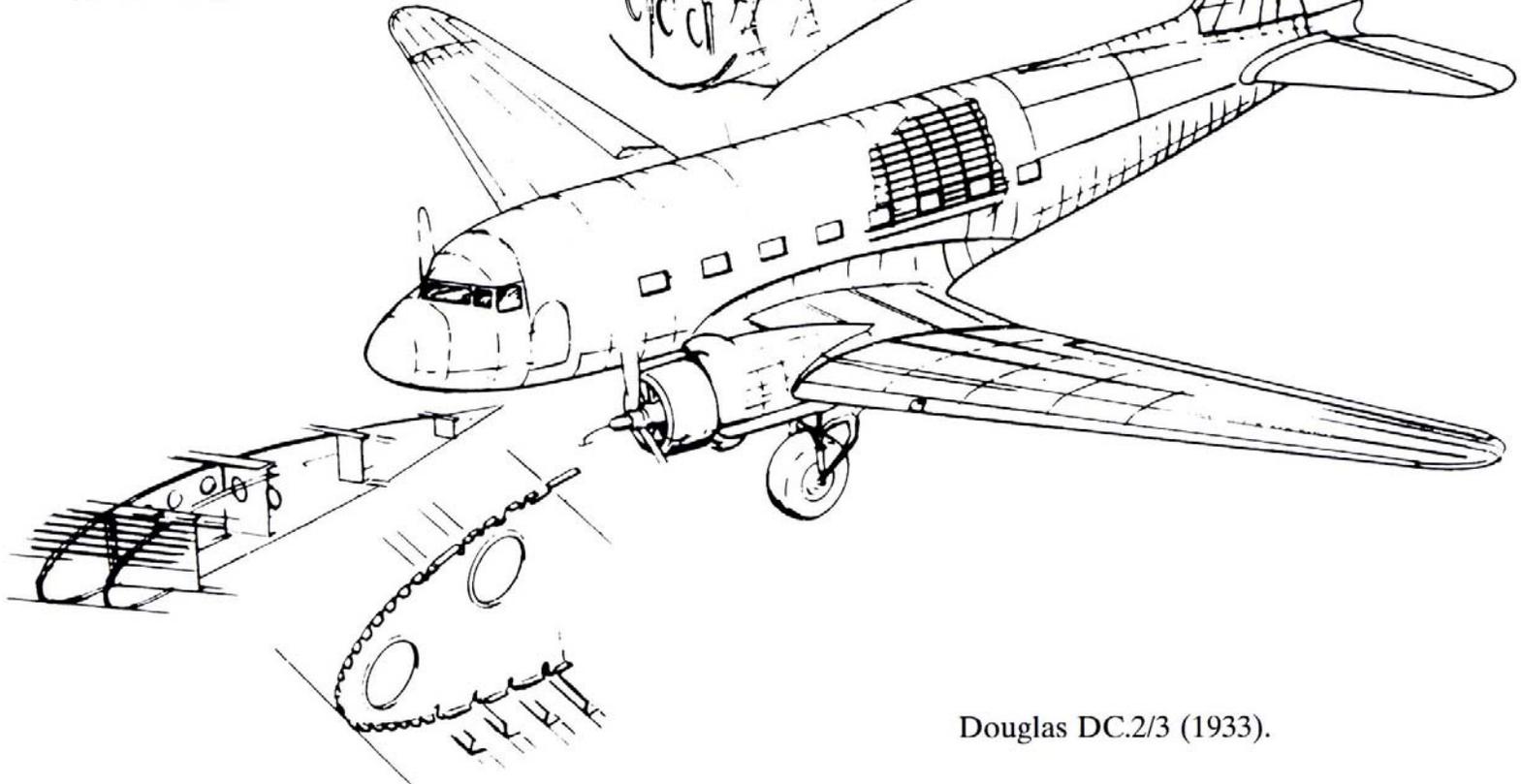
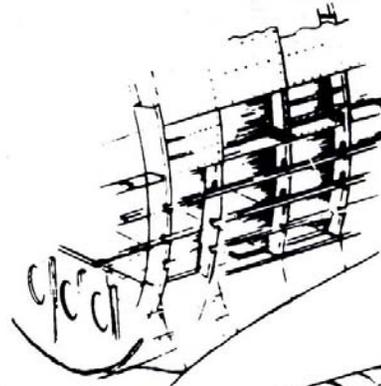
Tipos de estrutura (5)



Tipos de estrutura (6)

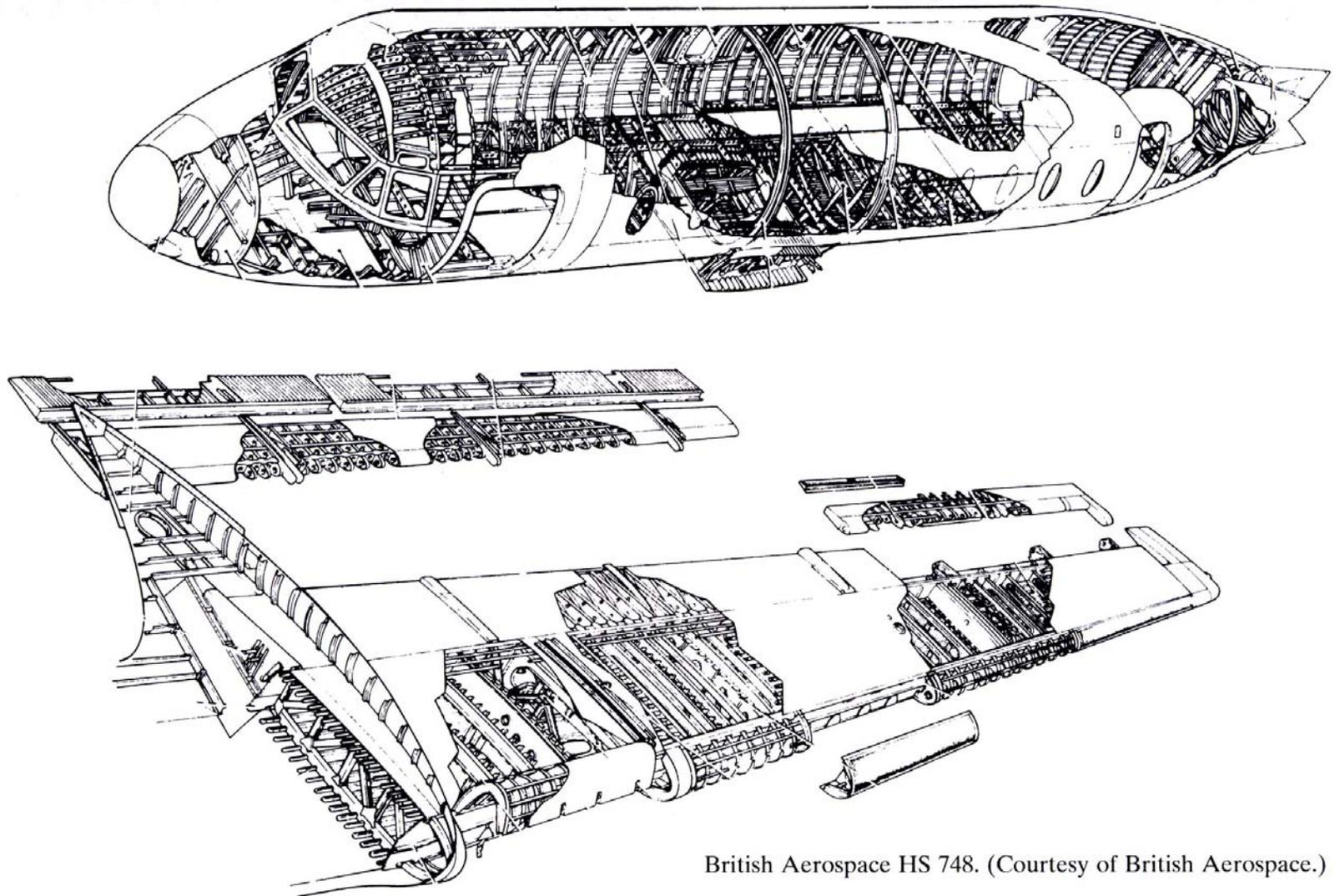


A contemporary of the DC3
HP 42 - 1931



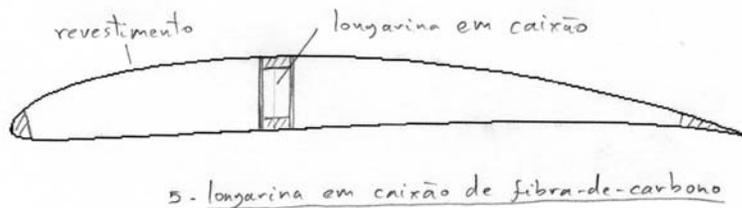
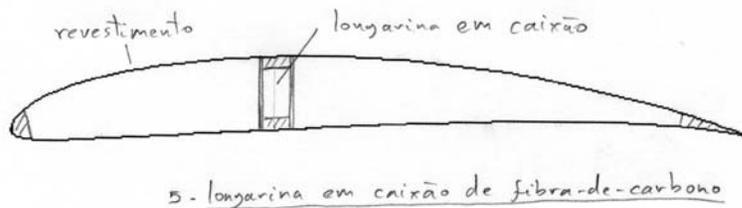
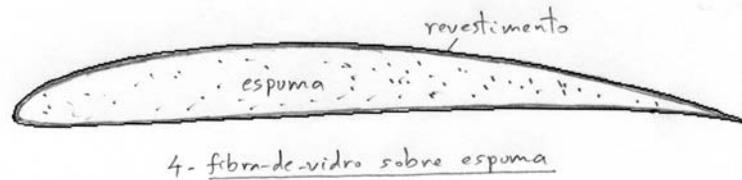
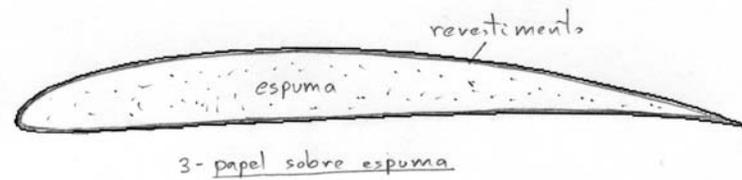
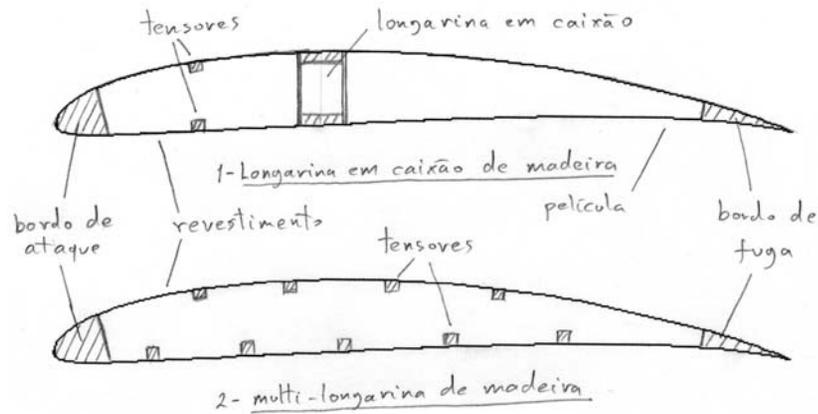
Douglas DC.2/3 (1933).

Tipos de estrutura (7)



British Aerospace HS 748. (Courtesy of British Aerospace.)

Tipos de estrutura (8)



Materials compósitos (1)

			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	ϵ_{x_t}	%	0.85	0.40	1.75	1.60
Ultimate longitudinal compressive strain	ϵ_{x_c}	%	0.80	0.15	1.70	0.60
Ultimate transverse tensile strain	ϵ_{y_t}	%	0.85	0.40	1.75	1.60
Ultimate transverse compressive strain	ϵ_{y_c}	%	0.80	0.15	1.70	0.60
Ultimate in-plane shear strain	ϵ_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

MOVEN pre-preg. Typical ply properties; dry, room temperature, $V_f = 50\%$

Materials compósitos (2)

		High strength Carbon-Epoxy	High modulus Carbon-Epoxy	<u>E-Glass-Epoxy</u>	Kevlar 49-Epoxy	Norm-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

UNI-DIRECTIONAL Pre-pregs. Typical ply properties; dry, room temperature, $V_f = 60\%$