

Dimensionamento a partir de um Desenho Conceptual

- Existem muitos níveis de métodos de projecto;
- O nível mais simples usa, simplesmente, dados históricos: por exemplo, o peso inicial pode ser considerado igual ao da aeronave que se pretende substituir;
- O nível mais elaborado usa todos os tipos de códigos de computador bem como correlações de ensaios em túnel de vento e outros;
- Entre estes extremos existem métodos usados para a maior parte das actividades de projecto: em modo de introdução, este capítulo apresenta um método rápido para determinar o peso de descolagem a partir de um esboço.

Componentes do peso à descolagem

- O peso de descolagem pode ser dividido em vários componentes - tripulação, carga útil, combustível e o resto (vazio):
 - $W_0 = W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}} + W_{\text{fuel}} + W_{\text{empty}}$
 - W_0 – peso à descolagem;
 - W_{crew} – peso da tripulação;
 - W_{payload} – peso da carga útil;
 - W_{fuel} – peso de combustível;
 - W_{empty} – peso vazio;
- Considerando W_{fuel} e W_{empty} fracções de W_0 tem-se:
 - $W_0 = W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}} + (W_f/W_0) \cdot W_0 + (W_e/W_0) \cdot W_0$
- Ou:
 - $W_0 - (W_f/W_0) \cdot W_0 - (W_e/W_0) \cdot W_0 = W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}}$
- Resolvendo em ordem a W_0 tem-se, finalmente:
 - $W_0 = (W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}}) / [1 - (W_f/W_0) - (W_e/W_0)]$

Estimativa do peso vazio (1)

- Estimativa estatística a partir de dados históricos, usando tendências de fracção de peso vazio para vários tipos de aeronave;
- Representação exponencial:
 - $W_e/W_0 = K.A.W_0^C$
 - $K = 0,95$ – compósito;
 - $K = 1,00$ – outros.

Tipo de aeronave	A	C
Sailplane – unpowered	0,83	-0,05
Sailplane – powered	0,88	-0,05
Homebuilt – metal/wood	1,11	-0,09
Homebuilt – composite	1,07	-0,09
General aviation – single engine	2,05	-0,18
General aviation – twin engine	1,40	-0,10
Agricultural aircraft	0,72	-0,03
Twin turboprop	0,92	-0,05
Flying boat	1,05	-0,05
Jet trainer	1,47	-0,10
Jet fighter	2,11	-0,13
Military cargo/bomber	0,88	-0,07
Jet transport	0,97	-0,06

Estimativa do peso vazio (2)

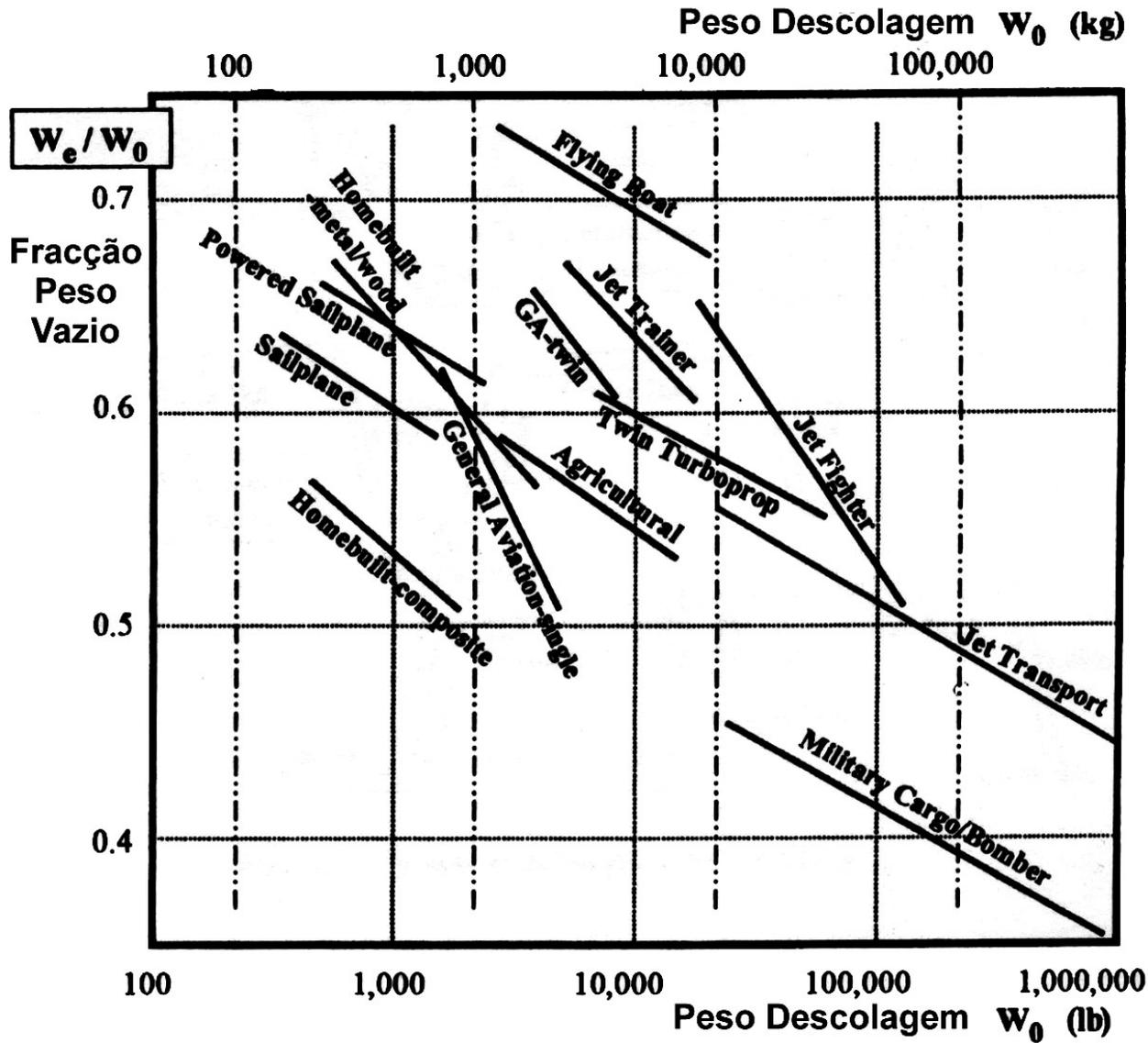
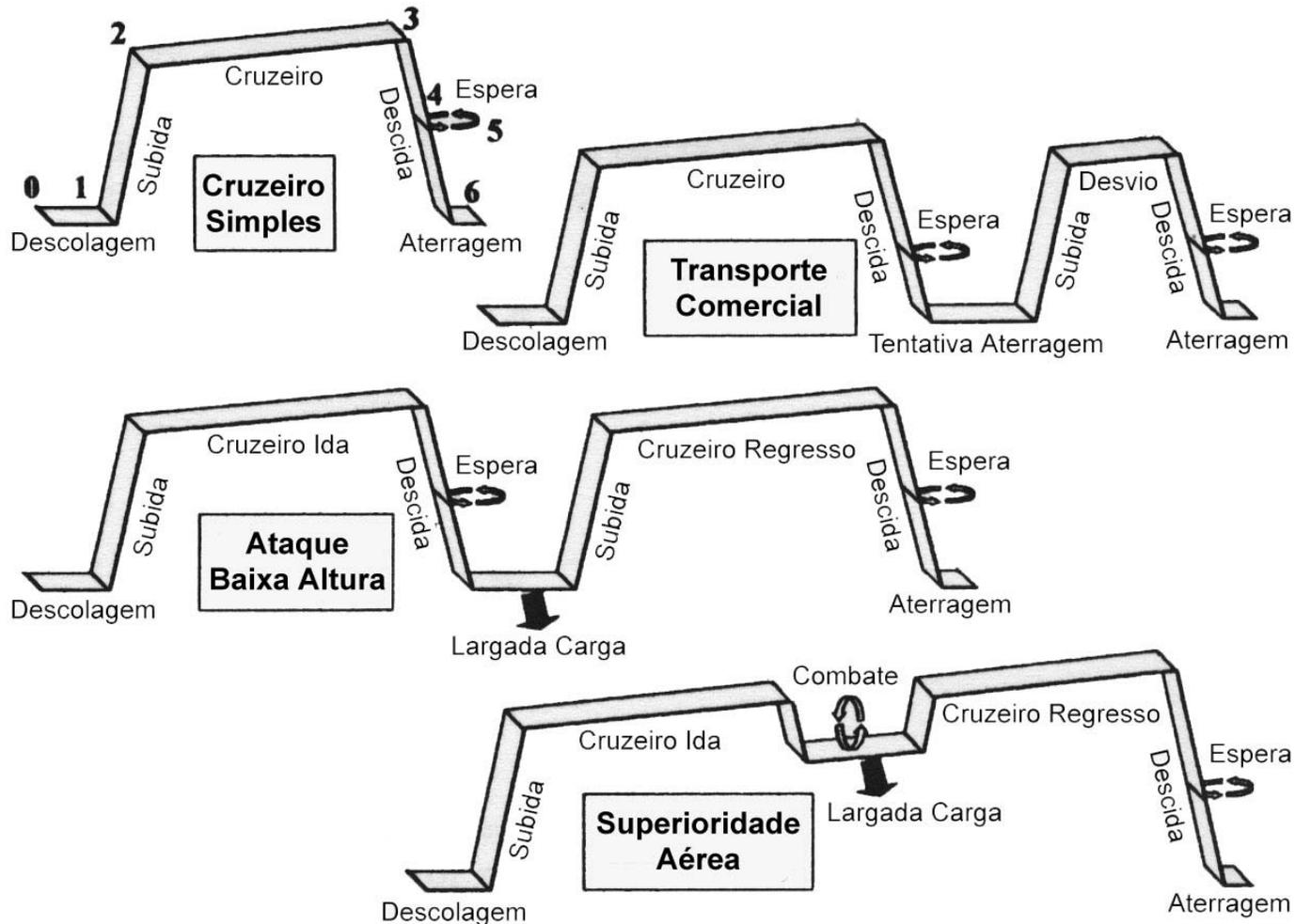


Figura 1

Estimativa da fracção de combustível (1)

- Perfil da missão:



Estimativa da fracção de combustível (2)

- Fracções de peso nos segmentos da missão:

Segmento	W_i/W_{i-1}
1. Aquecimento e descolagem	0,970
2. Subida	0,985
3. Cruzeiro (alcance)	$\text{EXP}\{-R.C.g/[V.(L/D)]\}$
4. Espera (autonomia)	$\text{EXP}[-E.C.g/(L/D)]$
5. Descida (incluído em 3 ou em 4)	1,000
6. Aterragem	0,995

R – alcance [m]

C – consumo específico [kg/Ns]

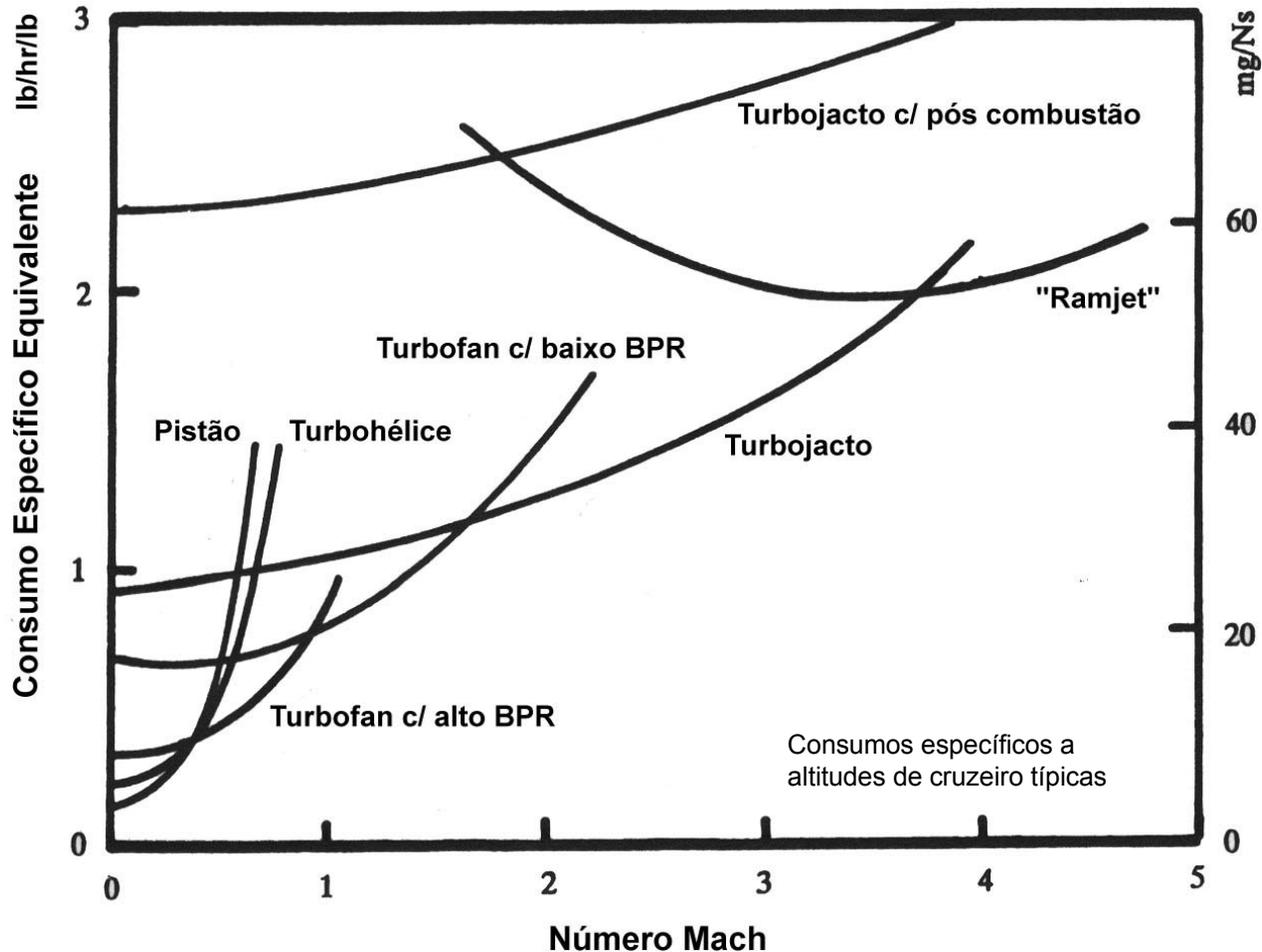
V – velocidade [m/s]

L/D – razão de planeio

E – autonomia ou tempo de espera [s]

Estimativa da fracção de combustível (3)

- Consumo específico de combustível:



Estimativa da fracção de combustível (4)

- Consumo específico de combustível (cont.):

C [mg/Ns]	Cruzeiro	Espera
Turbojacto puro	25,5	22,7
Turbofan – baixa razão “bypass”	22,7	19,8
Turbofan – alta razão “bypass”	14,1	11,3

– Para aviões a hélice o consumo específico equivalente é dado por:

- $C = C_{\text{power}} \cdot V / \eta_p$
- V – velocidade [m/s];
- η_p – eficiência propulsiva do hélice:
 - 0,8 para hélices de velocidade constante ou de passo fixo no cruzeiro;
 - 0,7 para hélices de passo fixo na espera.

C_{power} [mg/Ws]	Cruzeiro	Espera
Alternativo – hélice passo fixo	0,068	0,085
Alternativo – hélice velocidade constante	0,068	0,085
Turbohélice	0,085	0,101

Estimativa da fracção de combustível (5)

- Estimativa da razão de planeio:
 - L/D depende de:
 - Arrasto induzido – envergadura b e alongamento $A = b^2/S$;
 - Arrasto parasita – área molhada S_{wet} ;
 - Alongamento molhado – $b^2/S_{wet} = A/(S_{wet}/S)$;
 - Logo, L/D máximo depende da configuração da aeronave;
 - L/D também depende da condição de voo:

L/D	Cruzeiro	Espera
Jacto	$0,866(L/D)_{max}$	$(L/D)_{max}$
Hélice	$(L/D)_{max}$	$0,866(L/D)_{max}$

Estimativa da fracção de combustível (6)

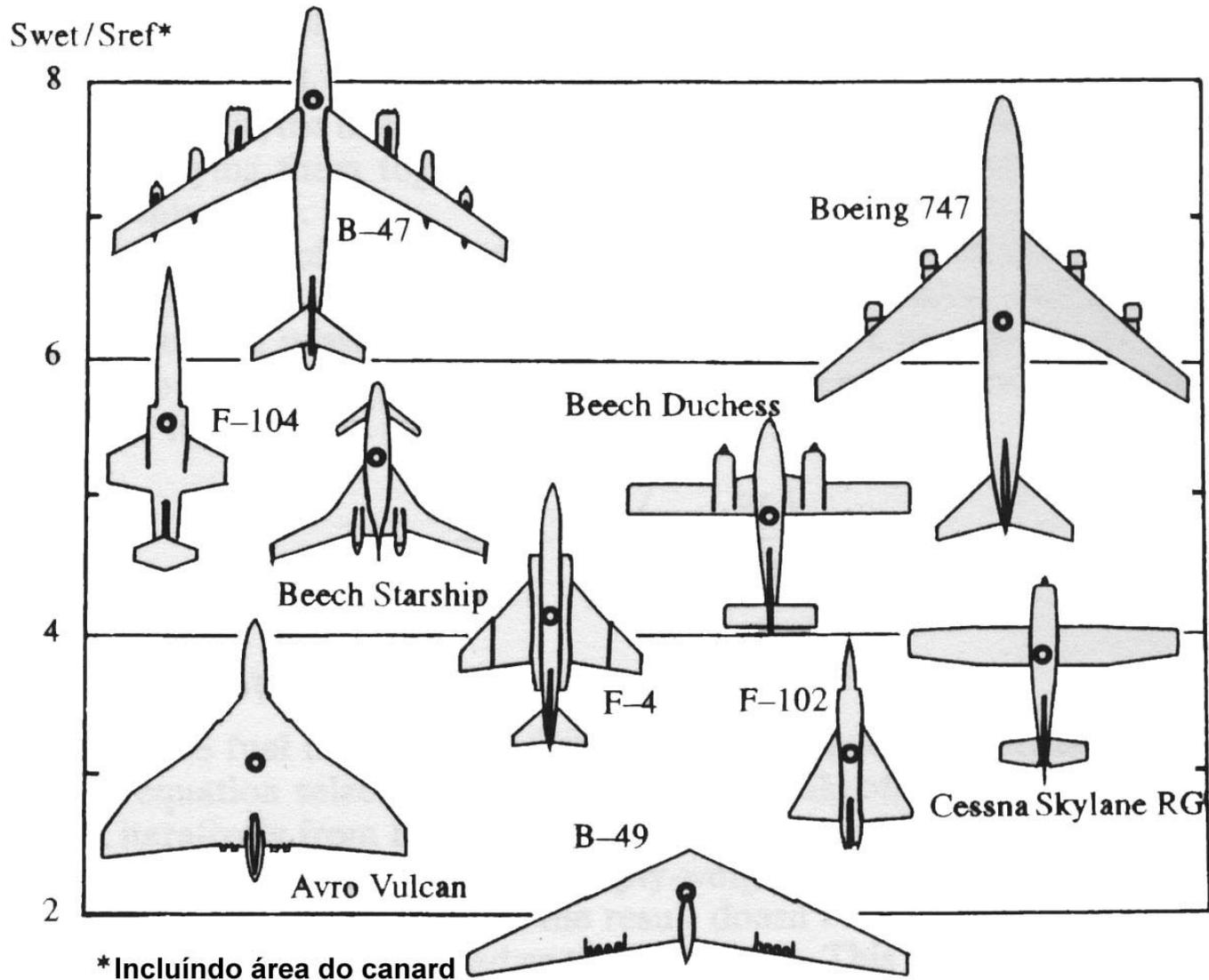


Figura 2

Estimativa da fracção de combustível (7)

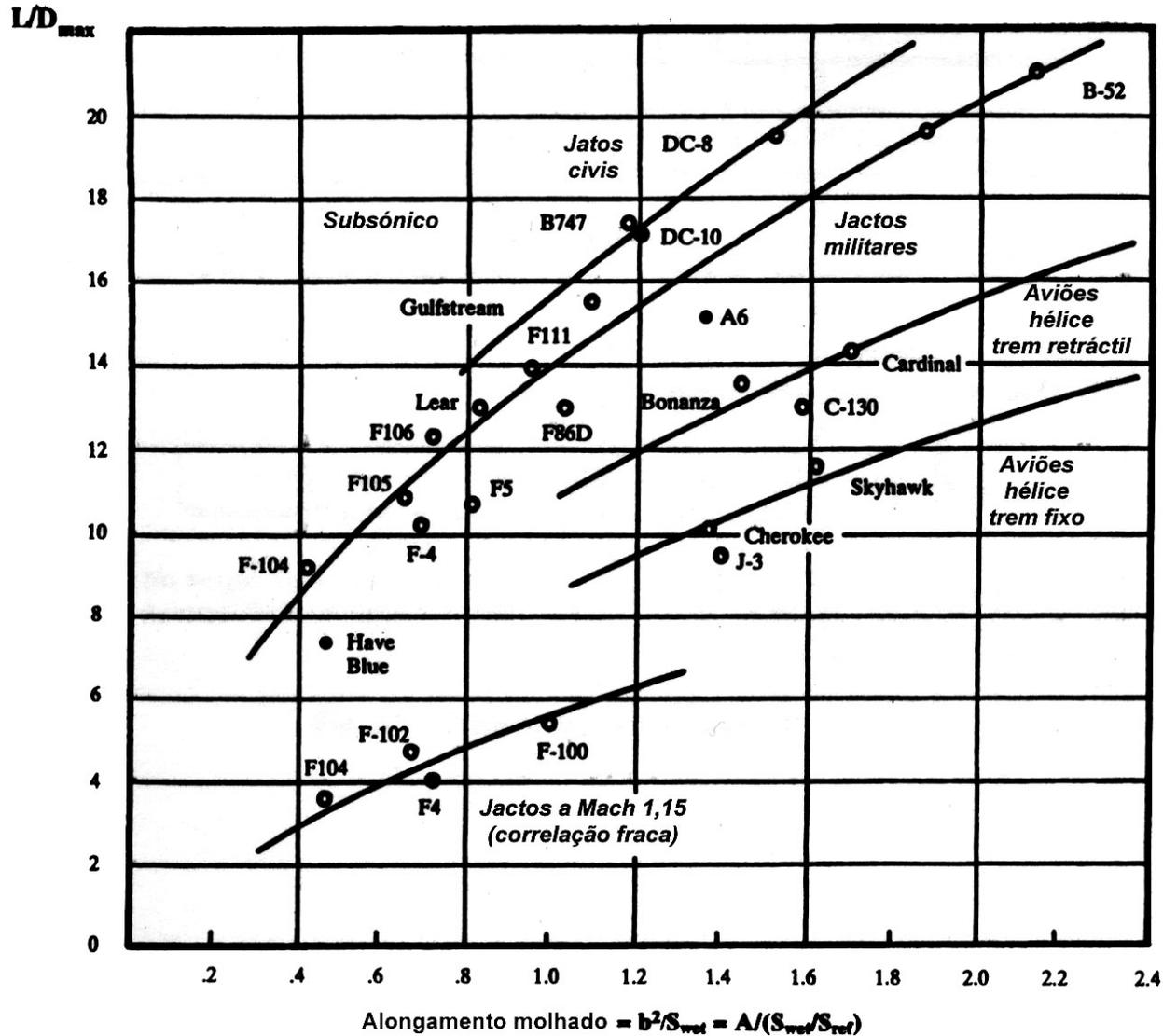


Figura 3

Estimativa da fracção de combustível (8)

- Estimativa da fracção de combustível:
 - A fracção total de combustível é dada por:
 - $W_f/W_0 = 1,06(1-W_N/W_0)$
 - Onde o coeficiente 1,06 é uma correcção para ter em conta o combustível de reserva e o combustível residual;
 - $W_N/W_0 = W_n/W_{n-1} * \dots * W_i/W_{i-1} * \dots * W_1/W_0$;
 - N é o número de segmentos/fases da missão.

Cálculo do peso de descolagem



Não é permitida largada de carga
Assume "motor elástico"

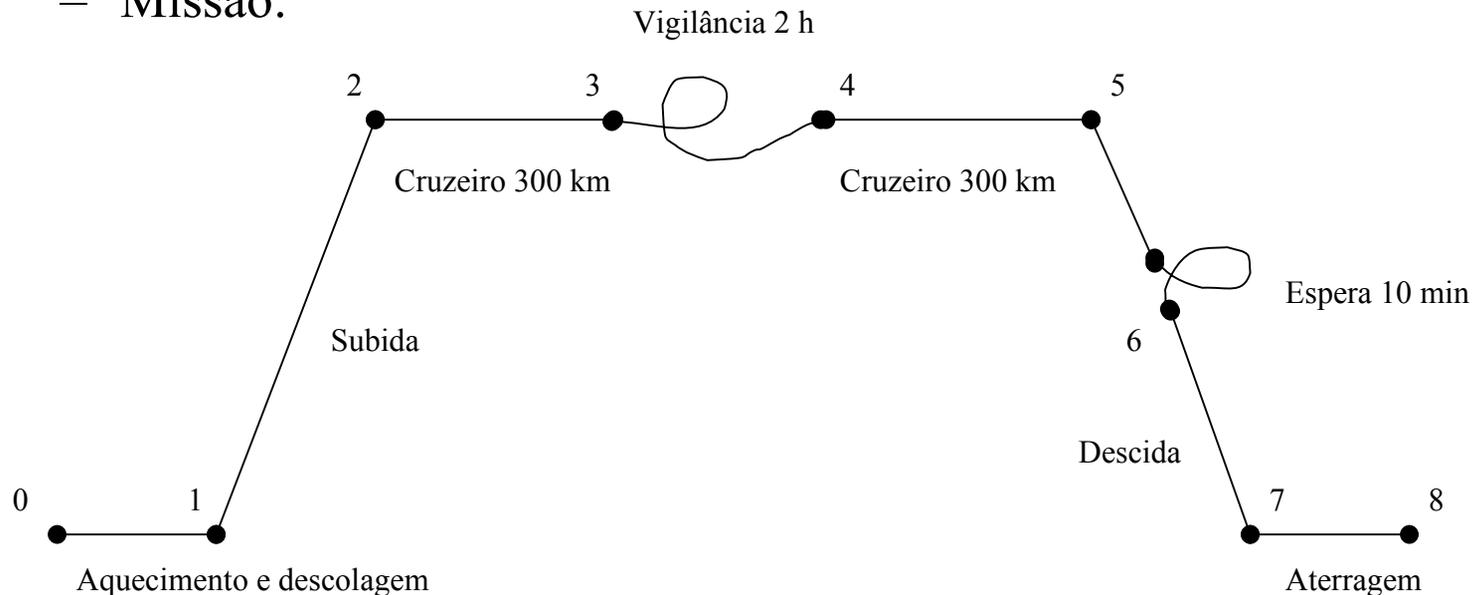
Método alternativo para obter W_f

- Considera-se W_f independente de W_0 ;
- Usa-se a missão e um motor conhecido para determinar W_f ;
- O peso de descolagem pode ser estimado com a expressão:
 - $W_0 = (W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}} + W_{\text{fuel}}) / [1 - (W_e / W_0)]$

Exemplo: avião de observação (1)

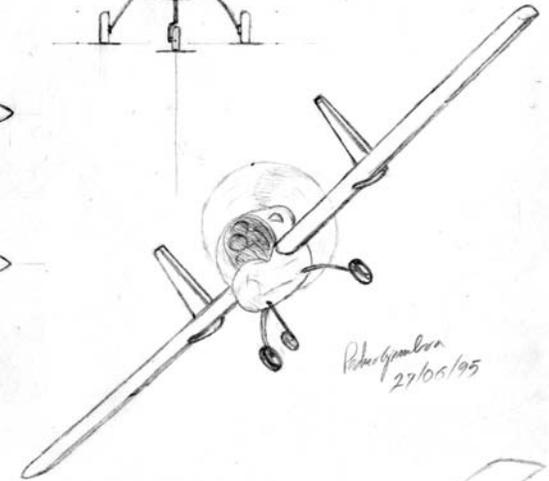
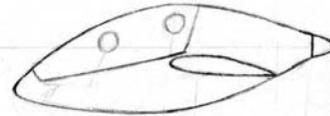
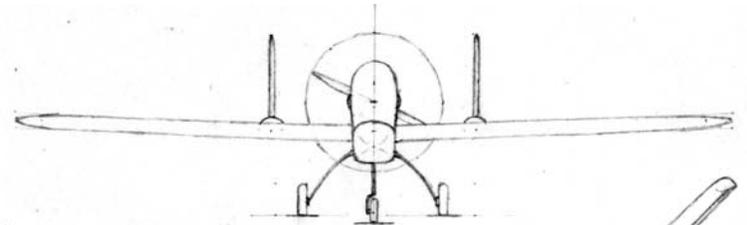
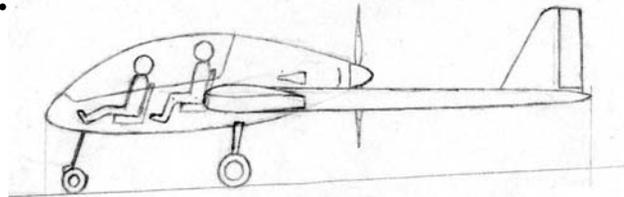
- Requisitos:

- Tripulação – 2 (86 kg cada);
- Carga – 50 kg (equipamento fotográfico e pára-quedas);
- Velocidade de cruzeiro – 180 km/h;
- Construção em compósito;
- Missão:

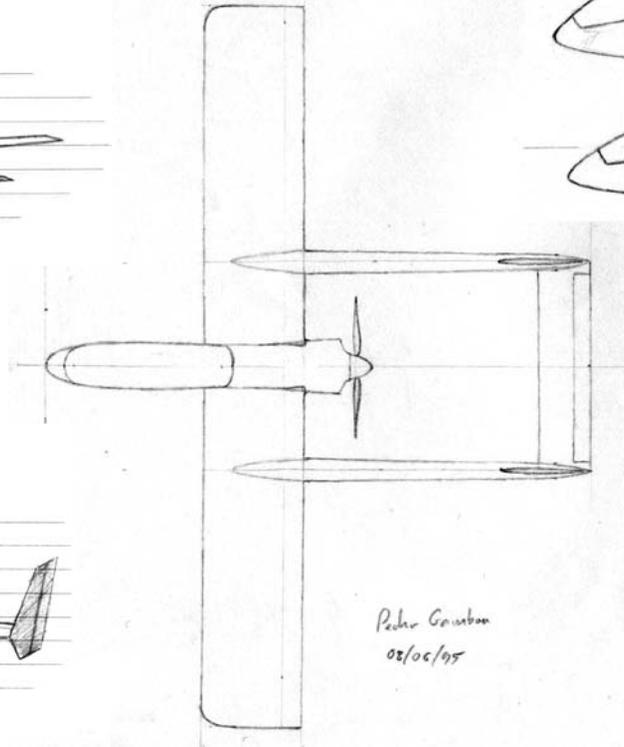
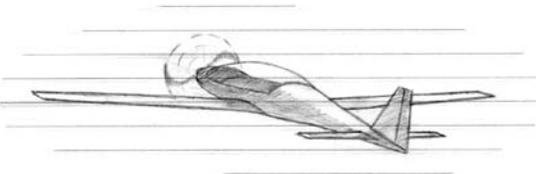


Exemplo: avião de observação (2)

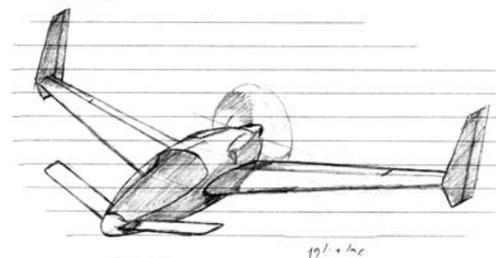
- Esboços:



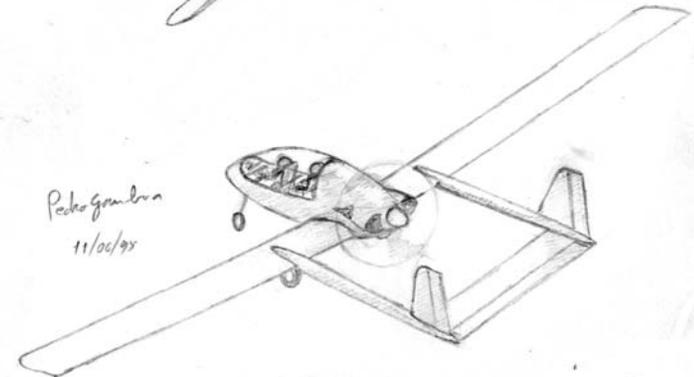
Peter Gombara
27/06/95



Peter Gombara
08/06/95



19/11/95



Peter Gombara
11/06/95

Exemplo: avião de observação (3)

- Estimativa de L/D:
 - $A = 8$;
 - $S_{\text{wet}}/S = 4$ ([figura 2](#));
 - $A_{\text{wet}} = A/(S_{\text{wet}}/S) = 8/4 = 2$;
 - $(L/D)_{\text{max}} = 12,5$ ([figura 3](#)).
- Cálculos de dimensionamento:
 - Aquecimento e descolagem:
 - $W_1/W_0 = 0,970$;
 - Subida:
 - $W_2/W_1 = 0,985$;

Exemplo: avião de observação (4)

- Cálculos de dimensionamento (cont.):
 - Cruzeiro:
 - $R = 300 \text{ km} = 0,3 \times 10^6 \text{ m}$;
 - $C_{\text{power}} = 0,068 \text{ mg/Ws} = 68,0 \times 10^{-9} \text{ kg/Ws}$;
 - $V = 180 \text{ km/h} = 50 \text{ m/s}$;
 - $\eta_P = 0,8$;
 - $C = C_{\text{power}} \cdot V / \eta_P = 68,0 \times 10^{-9} \cdot 50 / 0,8 = 4,25 \times 10^{-6} \text{ kg/Ns}$;
 - $L/D = (L/D)_{\text{max}} = 12,5$;
 - $W_3/W_2 = \text{EXP}\{-RCg/[V(L/D)]\}$;
 - $W_3/W_2 = \text{EXP}[-0,3 \times 10^6 \cdot 4,25 \times 10^{-6} \cdot 9,81 / (50 \cdot 12,5)] = \text{EXP}(-0,02)$;
 - $W_3/W_2 = 0,980$;

Exemplo: avião de observação (5)

- Cálculos de dimensionamento (cont.):
 - Vigilância:
 - $E = 2 \text{ h} = 7200 \text{ s}$;
 - $C_{\text{power}} = 0,085 \text{ mg/Ws} = 85,0 \times 10^{-9} \text{ kg/Ws}$;
 - $V = 130 \text{ km/h} = 36 \text{ m/s}$;
 - $\eta_p = 0,7$;
 - $C = C_{\text{power}} \cdot V / \eta_p = 85,0 \times 10^{-9} \cdot 36 / 0,7 = 4,37 \times 10^{-6} \text{ kg/Ns}$;
 - $L/D = 0,866(L/D)_{\text{max}} = 0,866 \cdot 12,5 = 10,825$;
 - $W_4/W_3 = \text{EXP}[-ECg / (L/D)]$;
 - $W_4/W_3 = \text{EXP}(-7200 \cdot 4,37 \times 10^{-6} \cdot 9,81 / 10,825) = \text{EXP}(-0,0285)$;
 - $W_4/W_3 = 0,972$;

Exemplo: avião de observação (6)

- Cálculos de dimensionamento (cont.):
 - Cruzeiro (igual ao cruzeiro anterior):
 - $W_5/W_4 = 0,980$;
 - Espera:
 - $E = 10 \text{ min} = 600 \text{ s}$;
 - $C = 4,37 \times 10^{-6} \text{ kg/Ns}$;
 - $L/D = 10,825$;
 - $W_6/W_5 = \text{EXP}[-ECg/(L/D)]$;
 - $W_6/W_5 = \text{EXP}(-600 * 4,37 \times 10^{-6} * 9,81/10,825) = \text{EXP}(-0,0024)$;
 - $W_6/W_5 = 0,998$;
 - Descida:
 - $W_7/W_6 = 1,000$;
 - Aterragem:
 - $W_8/W_7 = 0,995$.

Exemplo: avião de observação (7)

- Cálculos de dimensionamento (cont.):
 - Total:
 - $W_8/W_0 = W_1/W_0 \cdot W_2/W_1 \cdot W_3/W_2 \cdot W_4/W_3 \cdot W_5/W_4 \cdot W_6/W_5 \cdot W_7/W_6 \cdot W_8/W_7$;
 - $W_8/W_0 = 0,970 \cdot 0,985 \cdot 0,980 \cdot 0,972 \cdot 0,980 \cdot 0,998 \cdot 1,000 \cdot 0,995$;
 - $W_8/W_0 = 0,886$;
 - Fracção do peso de combustível:
 - $W_f/W_0 = 1,06(1-W_8/W_0) = 1,06 \cdot (1-0,886)$;
 - $W_f/W_0 = 0,121$;
 - Fracção do peso vazio:
 - $W_e/W_0 = 0,95 \cdot 2,05 \cdot W_0^{-0,18} = 1,95W_0^{-0,18}$ ([figura 1](#)).

Exemplo: avião de observação (8)

- Cálculos de dimensionamento (cont.):
 - Peso de decolagem:
 - $W_0 = (W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}}) / [1 - (W_f/W_0) - (W_e/W_0)];$
 - $W_0 = (2*86+50) / [1 - 0,121 - 1,95W_0^{-0,18}];$
 - $W_0 = 222 / [1 - 0,121 - 1,95W_0^{-0,18}];$
 - O peso de decolagem obtém-se resolvendo esta equação iterativamente.

W_0 inicial [kgf]	W_e/W_0	W_0 final [kgf]
600	0,617	847
800	0,585	755
780	0,588	763
765	0,590	768
768	0,590	768

$$W_{\text{crew}} = 172 \text{ kgf}$$

$$W_{\text{payload}} = 50 \text{ kgf}$$

$$W_{\text{fuel}} = 93 \text{ kgf}$$

$$W_e = 453 \text{ kgf}$$

$$W_0 = 768 \text{ kgf}$$

Exemplo: avião de observação (9)

- Estudos paramétricos:
 - Por forma a compreender o efeito de alguns parâmetros no peso de descolagem é conveniente realizar alguns estudos paramétricos;
 - Variação do tempo de vigilância:
 - $E = 1 \text{ h} = 3600 \text{ s}$;
 - $W_4/W_3 = \text{EXP}(-3600 * 4,37 \times 10^{-6} * 9,81/10,825) = \text{EXP}(-0,0143)$;
 - $W_8/W_0 = 0,886 * 0,986 / 0,972 = 0,899$;
 - $W_f/W_0 = 1,06 * (1 - 0,899) = 0,107$;
 - $W_0 = 222 / [1 - 0,107 - 1,95 W_0^{-0,18}]$.

W_0 inicial [kgf]	W_e/W_0	W_0 final [kgf]
742	0,593	742

$$\begin{aligned}
 W_{\text{crew}} &= 172 \text{ kgf} \\
 W_{\text{payload}} &= 50 \text{ kgf} \\
 W_{\text{fuel}} &= 80 \text{ kgf} \\
 W_e &= 440 \text{ kgf} \\
 \hline
 W_0 &= 742 \text{ kgf}
 \end{aligned}$$

Exemplo: avião de observação (10)

- Estudos paramétricos (cont.):
 - Variação do tempo de vigilância:
 - $E = 3 \text{ h} = 10800 \text{ s}$;
 - $W_4/W_3 = \text{EXP}(-10800 * 4,37 \times 10^{-6} * 9,81/10,825) = \text{EXP}(-0,0428)$;
 - $W_8/W_0 = 0,886 * 0,958 / 0,972 = 0,873$;
 - $W_f/W_0 = 1,06 * (1 - 0,873) = 0,135$;
 - $W_0 = 222 / [1 - 0,135 - 1,95W_0^{-0,18}]$.

W_0 inicial [kgf]	W_e/W_0	W_0 final [kgf]
794	0,586	794

$$W_{\text{crew}} = 172 \text{ kgf}$$

$$W_{\text{payload}} = 50 \text{ kgf}$$

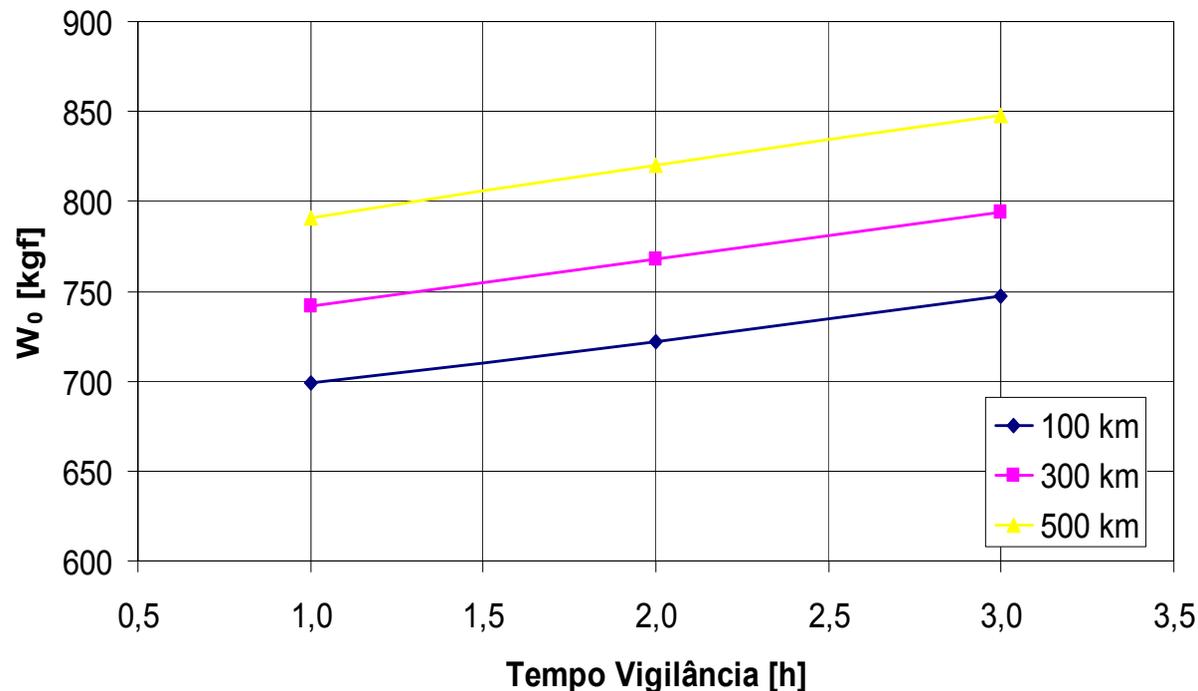
$$W_{\text{fuel}} = 107 \text{ kgf}$$

$$W_e = 405 \text{ kgf}$$

$$W_0 = 794 \text{ kgf}$$

Exemplo: avião de observação (11)

- Estudos paramétricos (cont.):
 - Pode, também, variar-se a distância de cruzeiro;
 - O gráfico abaixo mostra o estudo paramétrico de R e E, em que a função de mérito é o peso à descolagem:



Exemplo: avião de observação (12)

- Estudos paramétricos (cont.):
 - Podem fazer-se variações noutros parâmetros:
 - Carga útil – W_{payload} ;
 - Alongamento – A ;
 - Configuração – S_{wet}/S ;
 - Etc..

