

UNIVERSIDADE  
BEIRA INTERIOR

# Dimensionamento a partir de um Desenho Conceptual

## Projeto de Aeronaves (15096)

Licenciatura em Engenharia Aeronáutica

2024

### Pedro V. Gamboa

Departamento de Ciências Aeroespaciais

Faculdade de Engenharia



# 1. Introdução

- Existem muitos níveis de métodos de projeto.
- 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 atividades de projeto: em modo de introdução, este capítulo apresenta um método rápido para obter uma primeira estimativa do peso de descolagem a partir de um esboço.



## 2. Componentes do peso

- O peso de descolagem pode ser dividido em vários componentes – peso da tripulação  $W_{crew}$ , peso da carga útil  $W_{payload}$ , peso do combustível  $W_f$  e o resto (peso vazio)  $W_e$ :

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_f + W_e$$

- Considerando  $W_f$  e  $W_e$  frações de  $W_0$  tem-se:

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + \left(\frac{W_f}{W_0}\right) W_0 + \left(\frac{W_e}{W_0}\right) W_0$$

- Resolvendo em ordem a  $W_0$  tem-se, finalmente:

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \left(\frac{W_f}{W_0}\right) - \left(\frac{W_e}{W_0}\right)}$$



## 3. Estimativa do peso vazio

- Estimativa estatística a partir de dados históricos, usando tendências de fração de peso vazio para vários tipos de aeronave
- Representação exponencial:

$$\frac{W_e}{W_0} = KAW_0^C$$

- $K$  toma os seguintes valores:
  - $K=0,95$  – compósito
  - $K=1,00$  - outros

<b>Tipo de aeronave</b>	<b>A</b>	<b>C</b>
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



# 3. Estimativa do peso vazio

Dimensionamento a partir de um Desenho Conceptual

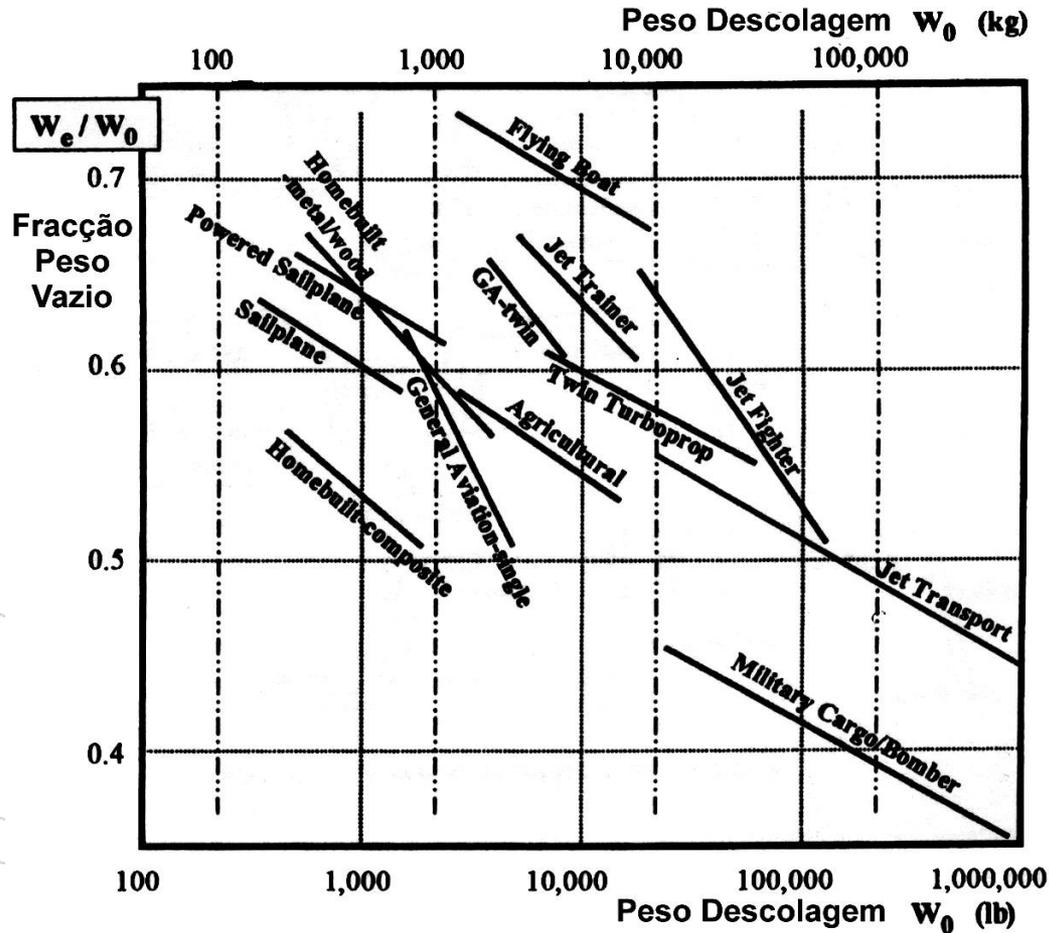
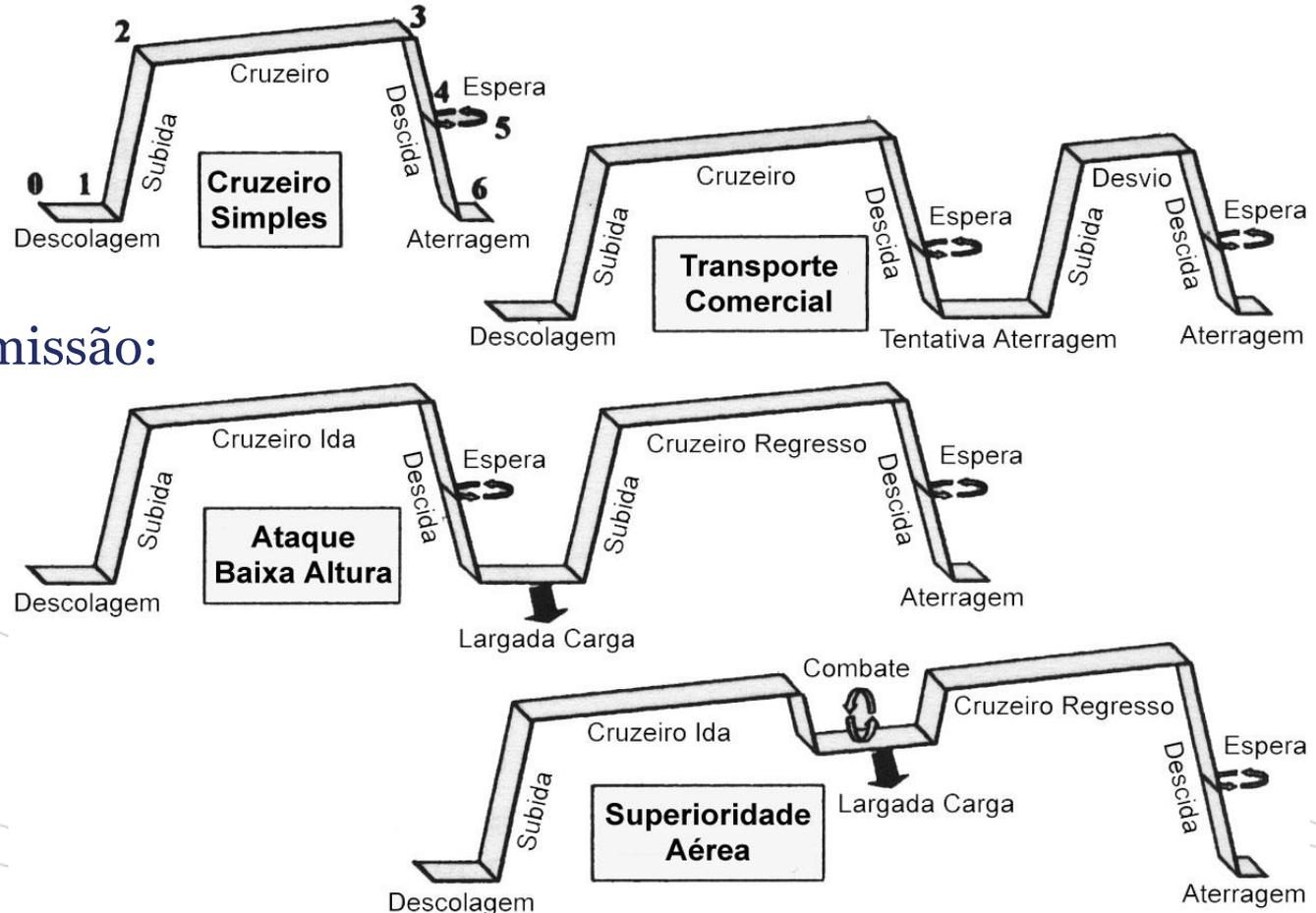


Figura 1



# 4. Estimativa da fração de combustível

Dimensionamento a partir de um Desenho Conceptual



- Perfil da missão:



# 4. Estimativa da fração de combustível

- Frações 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]

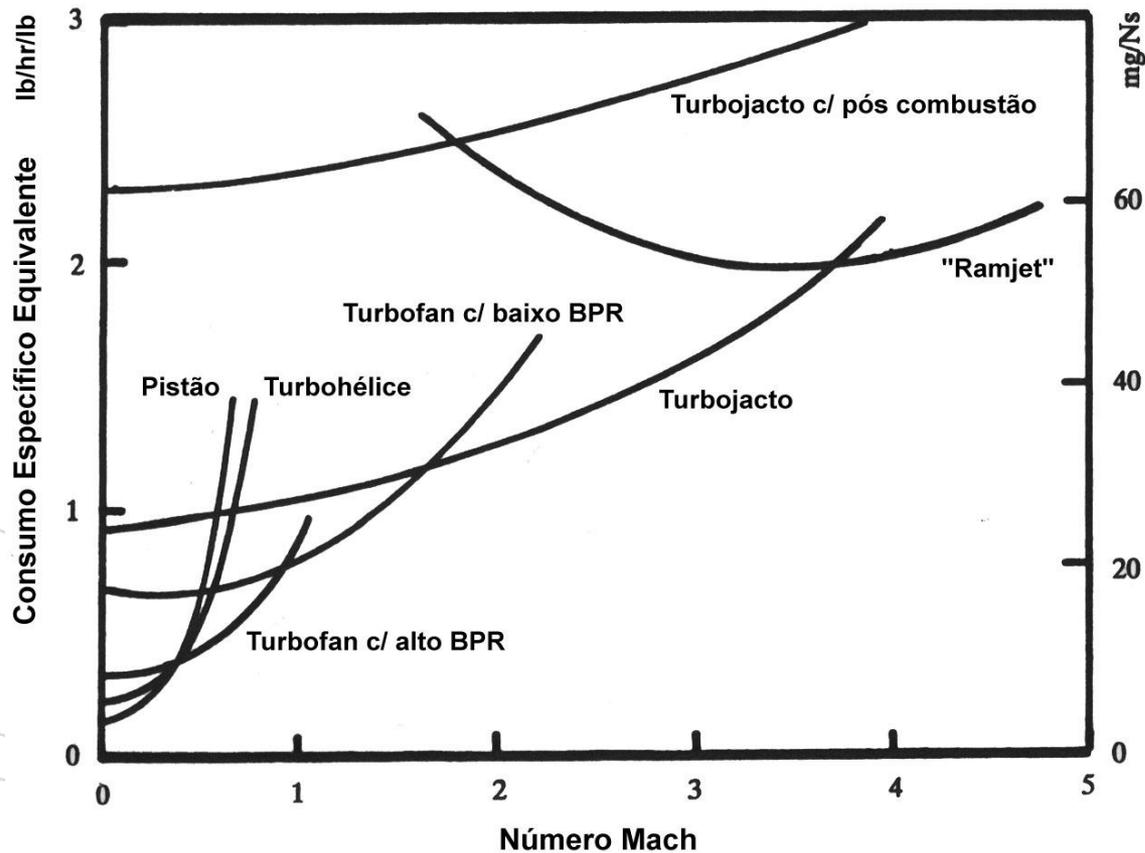
L/D – razão de planeio

E – autonomia ou tempo de espera [s]



# 4. Estimativa da fração de combustível

- Consumo específico de combustível:





## 4. Estimativa da fração de combustível

- Consumo específico de combustível (cont.):

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



## 4. Estimativa da fração de combustível

- Consumo específico de combustível (cont.):
  - Para aviões a hélice o consumo específico equivalente é dado por:

$$C = C_{power} \frac{V}{\eta_p}$$

- $V$  – velocidade [m/s]
- $\eta_p$  – eficiência propulsiva da 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



## 4. Estimativa da fração de combustível

- 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:

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



# 4. Estimativa da fração de combustível

Dimensionamento a partir de um Desenho Conceptual

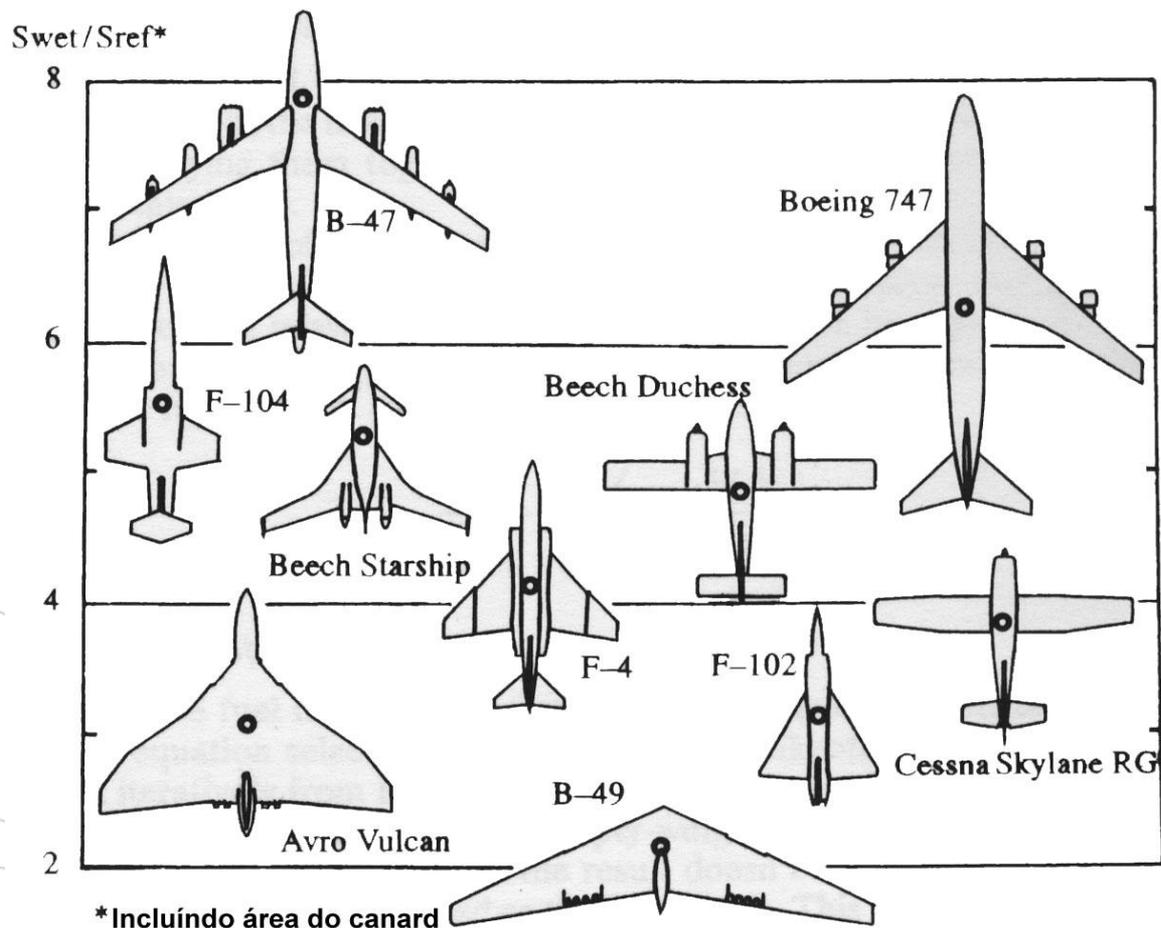


Figura 2

[Voltar](#)



# 4. Estimativa da fração de combustível

Dimensionamento a partir de um Desenho Conceptual

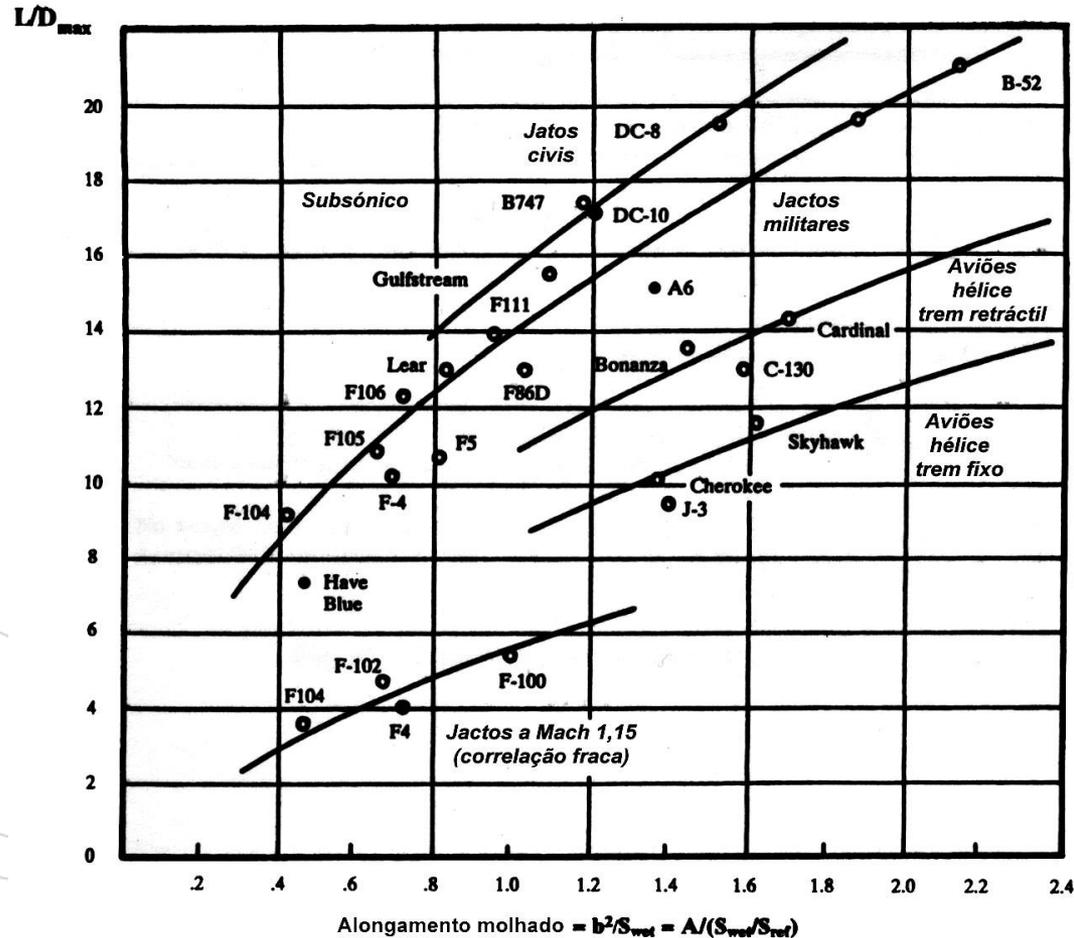
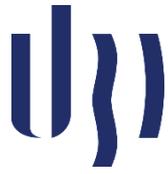


Figura 3

[Voltar](#)



## 4. Estimativa da fração de combustível

- Estimativa da fração de combustível:
  - A fração total de combustível é dada por:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1,06 \times \left( 1 - \frac{W_N}{W_0} \right)$$

- O coeficiente 1,06 é uma correção para ter em conta o combustível de reserva e o combustível residual

$$\frac{W_N}{W_0} = \frac{W_N}{W_{N-1}} \times \dots \times \frac{W_i}{W_{i-1}} \times \dots \times \frac{W_1}{W_0}$$

- N é o número de segmentos/fases da missão



## 6. Método alternativo para obter $W_{fuel}$

- Considera-se  $W_{fuel}$  independente de  $W_0$
- Usa-se a missão e um motor conhecido para determinar  $W_{fuel}$
- O peso de decolagem pode ser estimado com a expressão:

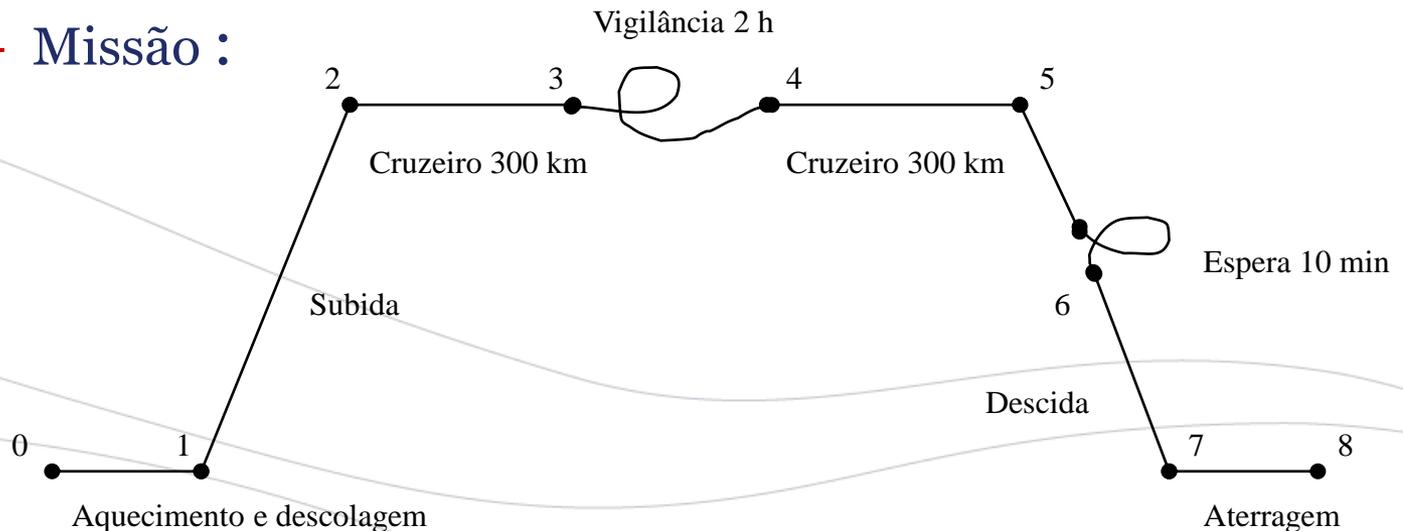
$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel}}{1 - \left(\frac{W_e}{W_0}\right)}$$

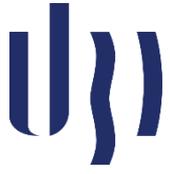


# 7. Exemplo 1: avião de observação

- Requisitos:

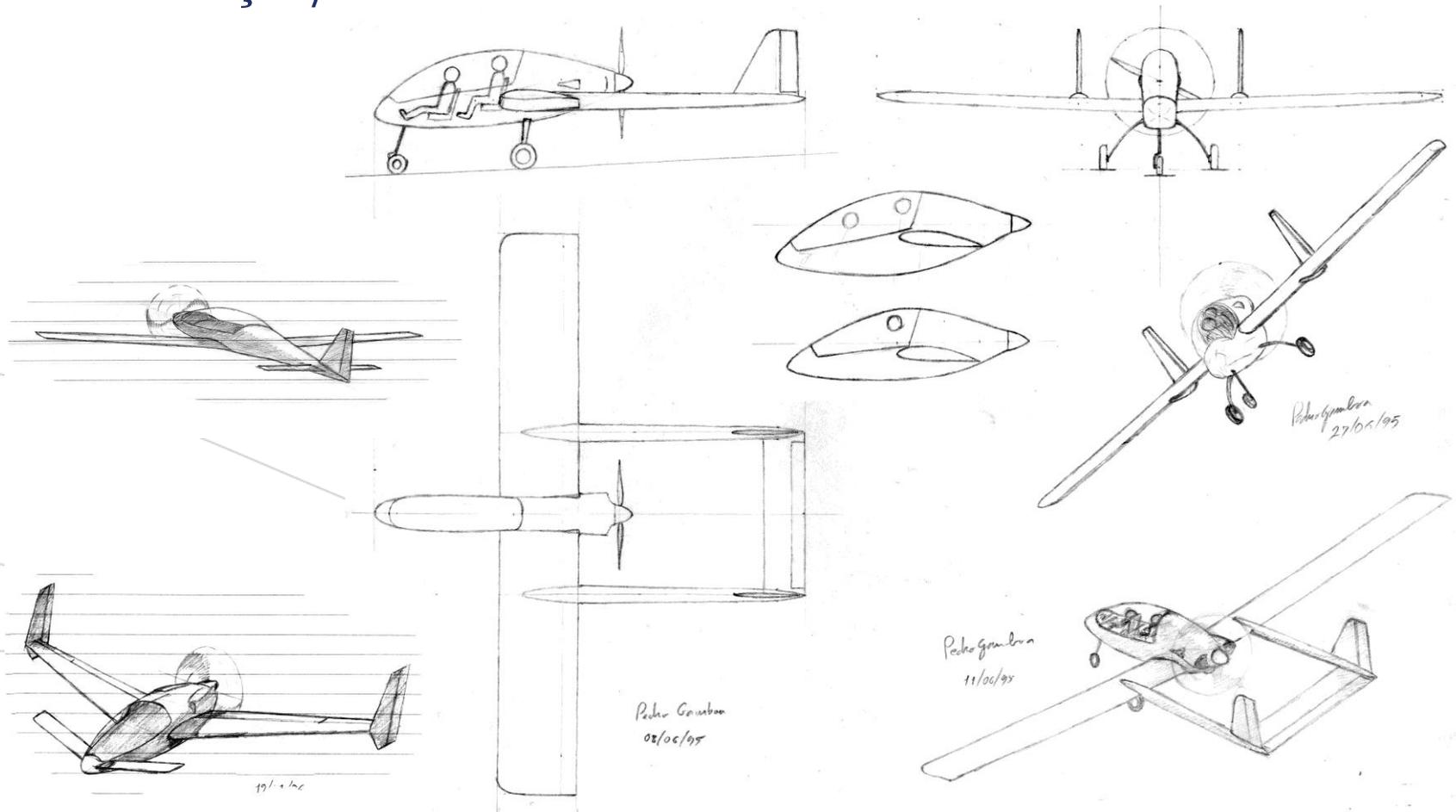
- Tripulação – 2 (86 kg cada)
- Carga – 50 kg (equipamento fotográfico e pára-quedas)
- Velocidade de cruzeiro – 180 km/h
- Construção em compósito
- Missão :



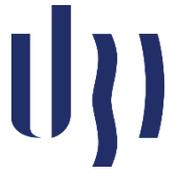


# 7. Exemplo 1: avião de observação

- Esboços/desenhos:



Dimensionamento a partir de um Desenho Conceptual



# 7. Exemplo 1: avião de observação

- 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:
    - $W_2/W_1 = 0,985$



# 7. Exemplo 1: avião de observação

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



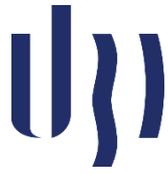
# 7. Exemplo 1: avião de observação

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



# 7. Exemplo 1: avião de observação

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



# 7. Exemplo 1: avião de observação

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



# 7. Exemplo 1: avião de observação

- Cálculos de dimensionamento (cont.):
  - Peso de descolagem:
    - $W_0 = (W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}}) / [1 - (W_f/W_0) - (W_e/W_0)]$
    - $W_0 = (2 \times 86 + 50) / [1 - 0,121 - 1,95W_0^{-0,18}]$
  - $W_0 = 222 / [1 - 0,121 - 1,95W_0^{-0,18}]$
  - O peso de descolagem 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

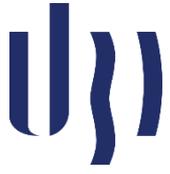
$$W_{\text{crew}} = 172 \text{ kgf}$$

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

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

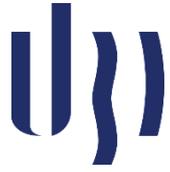
$$W_e = 453 \text{ kgf}$$

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



# 7. Exemplo 1: avião de observação

- Estudos paramétricos:
  - Por forma a compreender o efeito de alguns parâmetros no peso de descolagem é conveniente realizar alguns estudos paramétricos

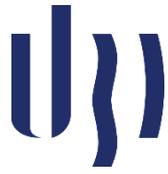


# 7. Exemplo 1: avião de observação

- Estudos paramétricos (cont.):
  - Variação do tempo de vigiância:
    - $E = 1 \text{ h} = 3600 \text{ s}$
    - $W_4/W_3 = \text{EXP}(-3600 \times 4,37 \times 10^{-6} \times 9,81/10,825) = \text{EXP}(-0,0143)$
    - $W_8/W_0 = 0,886 \times 0,986/0,972 = 0,899$
    - $W_f/W_0 = 1,06 \times (1-0,899) = 0,107$
    - $W_0 = 222/[1-0,107- 1,95W_0^{-0,18}]$

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

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



# 7. Exemplo 1: avião de observação

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

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

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

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

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

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

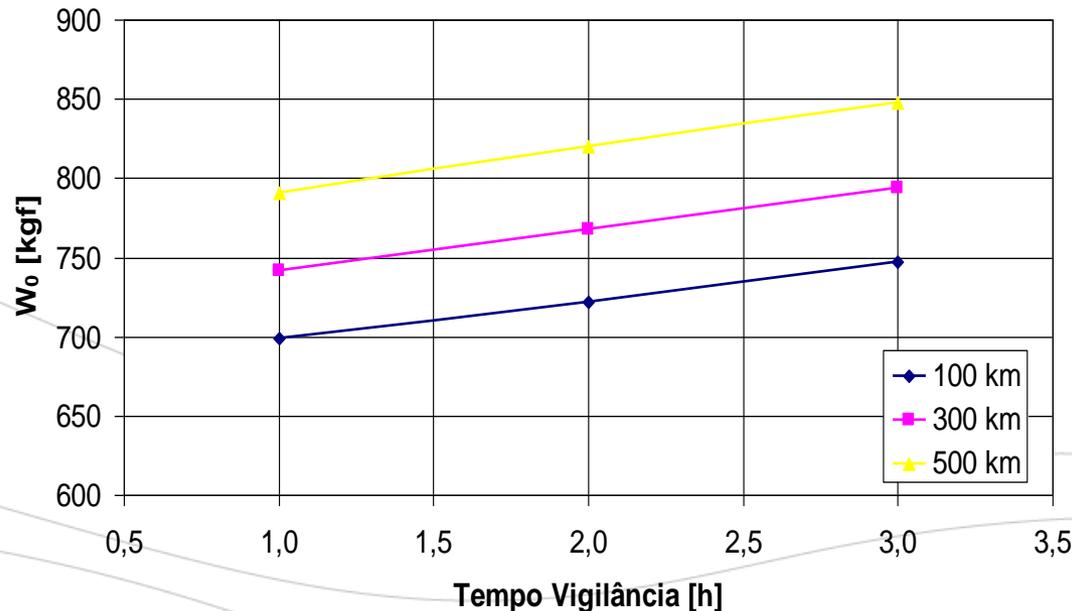
---

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



# 7. Exemplo 1: avião de observação

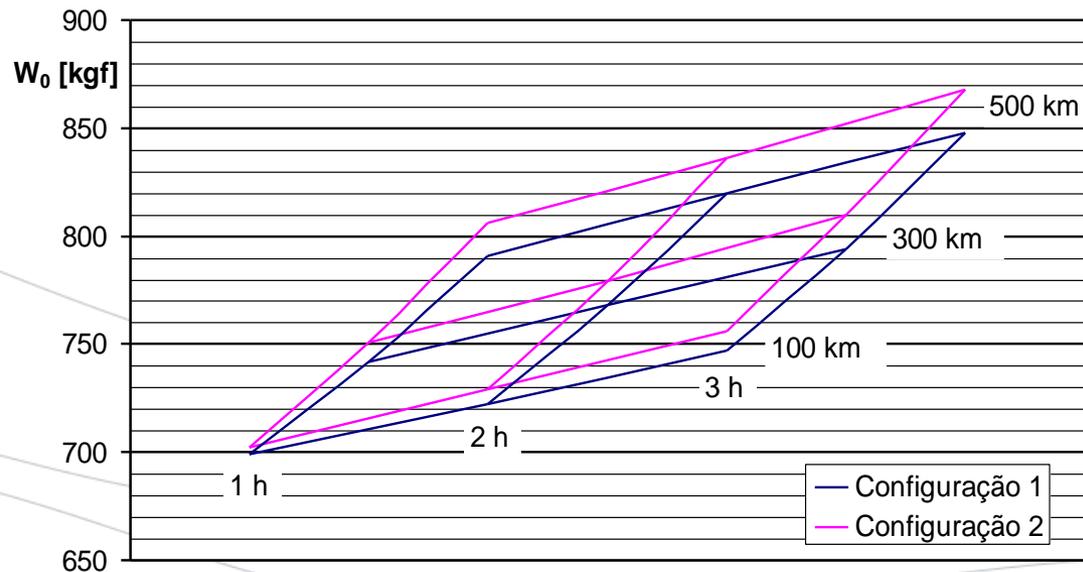
- Estudos paramétricos (cont.):
  - Pode, também, variar-se a distância de cruzeiro
  - O gráfico abaixo mostra o estudo paramétrico de  $R$  e  $E$ , em que a função de mérito é o peso à descolagem:





# 7. Exemplo 1: avião de observação

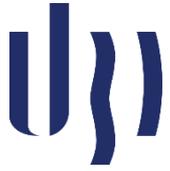
- Estudos paramétricos (cont.):
  - Podem fazer-se variações noutros parâmetros:
    - Carga útil –  $W_{\text{payload}}$ ;
    - Alongamento –  $A$ ;
    - Configuração –  $S_{\text{wet}}/S$ ;
    - Etc..





## 8. Tabela comparativa

- A tabela comparativa reúne dados de outras aeronaves com missões idênticas
- Ela permite comparar as características das aeronaves existentes
- Permite utilizar informação histórica para criar tendências/correlações de parâmetros de interesse
- Ajuda a escolher o valor de parâmetros iniciais para o projeto



# 8. Tabela comparativa

Dimensionamento a partir de um Desenho Conceptual

<u>Características Gerais</u>									
Nº assentos									
<u>Dimensões Externas</u>									
Comprimento [m]									
Alongamento									
Envergadura [m]									
Corda na raiz [m]									
Corda na ponta [m]									



## 9. Esboço conceptual

- Faz o teu próprio desenho para transmitir o teu conceito...

