

Dimensionamento Inicial

Projeto de Aeronaves (15096)

Licenciatura em Engenharia Aeronáutica

2025

Pedro V. Gamboa

Departamento de Ciências Aeroespaciais

Faculdade de Engenharia



1. Introdução

- O dimensionamento inicial é o processo pelo qual se determina o peso de descolagem e a quantidade de combustível necessários para que um conceito de aeronave execute a sua missão;
- Já foi visto um método simples que permite rapidamente obter um valor de partida;
- Neste capítulo esse método vai ser refinado para permitir o uso de missões mais completas;
- Uma aeronave pode ser dimensionada usando um motor existente ou um motor completamente novo: o primeiro chama-se “motor fixo” e o segundo “motor elástico” em que a dimensão e desempenho de um motor existente são ajustados às necessidades do projeto;
- Num projeto que seja suficientemente importante para se desenvolver um motor novo usa-se o motor elástico nas suas fases iniciais.



2. Relação tração/peso e carga alar

- Definição:
 - T/W é a razão da tração pelo peso da aeronave (tração específica)
 - P/W é a razão da potência pelo peso da aeronave (potência específica)
 - W/S é a razão do peso da aeronave pela área de referência (carga alar)
 - Estas relações variam com o tempo:
 - À medida que o combustível é consumido ou quando se larga alguma parte da carga
 - Estas relações variam com o regime de voo:
 - Velocidade e altitude, pois o desempenho do motor depende das condições da atmosfera e das condições na entrada de ar



2. Relação tração/peso e carga alar

- Objetivo:
 - O objetivo do dimensionamento inicial é obter as combinações de T/W (ou P/W) e W/S que tornam a aeronave capaz de cumprir todos os requisitos da missão.

Dimensionamento Inicial



2. Relação tração/peso e carga alar

- Estimativa estatística de T/W :

Tipo de avião	T/W instalado tipicamente
Jacto de treino	0,40
Jacto de caça (combate corpo-a-corpo)	0,90
Jacto de caça (outro)	0,60
Transporte militar/bombardeiro	0,25
Transporte civil (valor maior para menos motores)	0,25 a 0,40

$T/W_0 = aM_{\max}^c$	a	C
Jacto de treino	0,488	0,728
Jacto de caça (combate corpo-a-corpo)	0,648	0,594
Jacto de caça (outro)	0,514	0,141
Transporte militar/bombardeiro	0,244	0,341
Transporte civil	0,267	0,363



2. Relação tração/peso e carga alar

- Estimativa estatística de P/W :

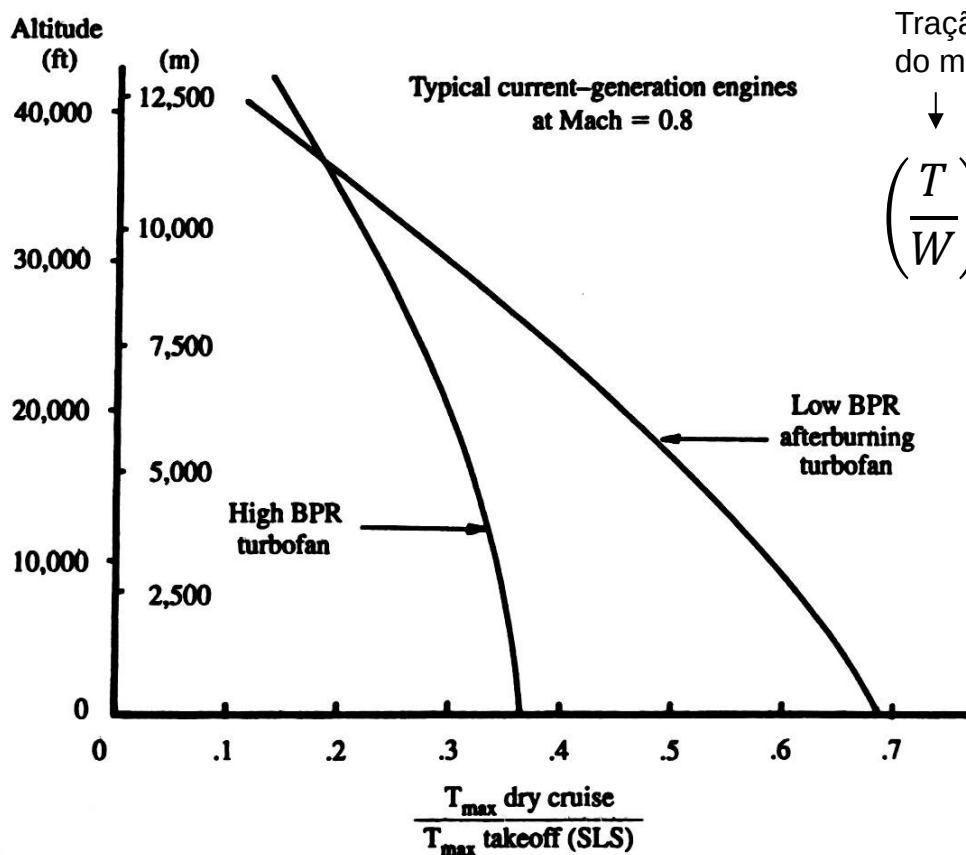
Tipo de avião	P/W típico	Carga de potência (W/P)
	[W/N]	[N/W]
Motoplanador	7	0,143
“Homebuilt”	13	0,077
Aviação geral - monomotor	12	0,083
Aviação geral - bimotor	30	0,033
Agrícola	15	0,067
Turbohélice bimotor	33	0,030
Hidroavião	16	0,063

$P/W_0 = aV_{\max}^C$ [W/N] ($V_{\max}$ em km/h)	a	C
Motoplanador	7,24	0,00
“Homebuilt” - metal/madeira	0,61	0,57
“Homebuilt” - compósito	0,51	0,57
Aviação geral - monomotor	3,67	0,22
Aviação geral - bimotor	4,89	0,32
Agrícola	1,02	0,50
Turbohélice bimotor	1,63	0,50
Hidroavião	4,38	0,23



2. Relação tração/peso e carga alar

- Variação de T com a altitude:



Tração específica equivalente ao nível do mar

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left(\frac{T}{W}\right)_C \left(\frac{W_C}{W_{TO}}\right) \left(\frac{T_C}{T_{TO}}\right)^{-1}$$

Fração de tração

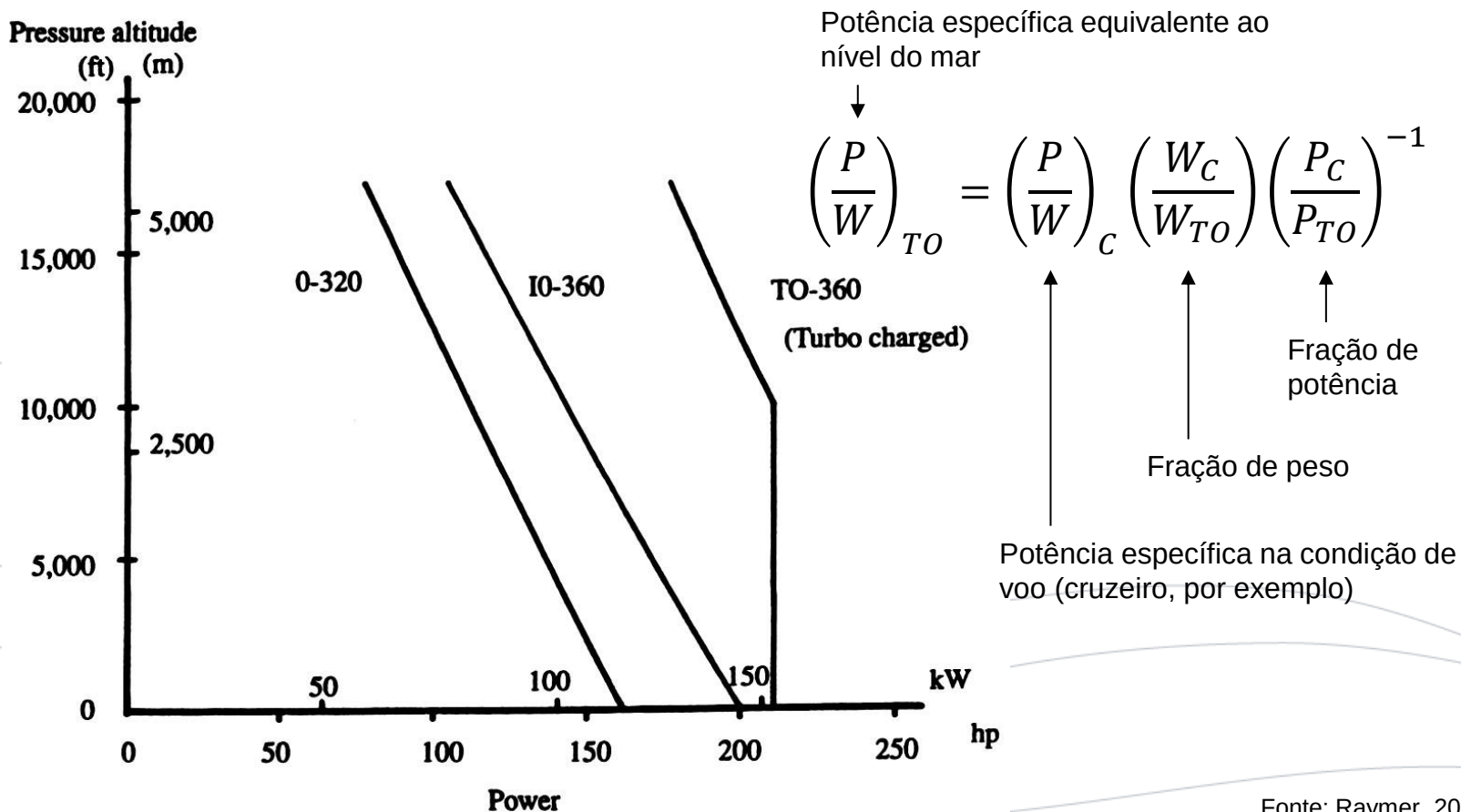
Fração de peso

Tração específica na condição de voo (cruzeiro, por exemplo)



2. Relação tração/peso e carga alar

- Variação de P com a altitude:





2. Relação tração/peso e carga alar

- Modelos de motores:

Tipo de motor		Potência ou tracção	Consumo específico	Obs.
Alternativo	aspirado	$P = P_0(\rho/\rho_0 - (1 - \rho/\rho_0)/7,55)$	$C = C_0$	usar $V = 1$ quando $V = 0$
	turbo	$P = P_0$ $P = P_0(\rho/\rho_L - (1 - \rho/\rho_L)/7,55)$	$C = C_0$	usar $V = 1$ quando $V = 0$
Turbohélice		$P = P_0(\rho/\rho_0)$	$C = C_0$	usar $V = 1$ quando $V = 0$
Turbofan c/ λ elevado		$T = (0,1/M)T_0(\rho/\rho_0)$	$C = C_0(T/T_0)^{0,5}$	usar $M = 0,1$ quando $M < 0,1$
Turbofan c/ λ baixo e turbojacto	s/ pós-queimador	$T = T_0(\rho/\rho_0)$	$C = C_0(T/T_0)^{0,5}$	só para $M < 0,9$
	c/ pós-queimador	$T = T_0(\rho/\rho_0)(1 + 0,7M)$	$C = C_0(T/T_0)^{0,5}$	

T é temperatura



2. Relação tração/peso e carga alar

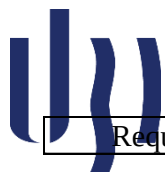
- Valores estatísticos de W/S :

Tendências históricas	W/S típicos na descolagem
	[N/m ²]
Motoplanador	295
“Homebuilt”	530
Aviação geral - monomotor	815
Aviação geral - bimotor	1245
Turbohélice bimotor	1910
Jacto de treino	2395
Jacto de caça	3355
Jacto de transporte/bombardeiro	5745



3. Determinação de T/W , P/W e W/S

- Requisitos:
 - Perda
 - Descolagem
 - Razão de subida
 - Ângulo de subida
 - Velocidade de cruzeiro
 - Alcance e autonomia
 - Teto de serviço e máximo
 - Volta instantânea
 - Volta sustentada
 - Aterragem



3. Determinação de T/W e W/S

Dimensionamento Inicial

Requisito	Desempenho em Tração	Obs.
Vel. perda	$\frac{W}{S} \leq 0,5 \rho V_s^2 C_{L_{\max}}$	
Descolagem	$\frac{T}{W} \geq \frac{A_1^2}{2C_{L_{\max}}} \left[\frac{2}{\rho g s_{TO}} \left(\frac{W}{S} \right) + (C_{D_0} - \mu C_L + K C_L^2) \right] + \mu$	$A_1 = 1,2$ $\mu = 0,04$ a $0,08$
Razão de subida	$\frac{W}{S} \leq \left\{ RC - \left[\left(\frac{T}{W} \right) k_2 - \frac{\rho C_{D_0}}{2} k_2^3 - \frac{2K}{\rho k_2} \right] \right\}^2$ com $k_2 = \sqrt{\frac{1}{3\rho C_{D_0}} \left[\frac{T}{W} + \sqrt{\left(\frac{T}{W} \right)^2 - 12C_{D_0} K} \right]}$	
Ângulo de subida	$\frac{W}{S} \leq \left[\left(\frac{T}{W} - \sin \gamma \right) \pm \sqrt{\left(\frac{T}{W} - \sin \gamma \right)^2 - 4C_{D_0} K} \right] / \left(\frac{4K}{\rho V^2} \right)$ e $\frac{T}{W} \geq \sin \gamma + 2\sqrt{C_{D_0} K}$	
Vel. cruzeiro	$\frac{T}{W} \geq \frac{\rho V^2 C_{D_0}}{2(W/S)} + \frac{2K}{\rho V^2} \left(\frac{W}{S} \right)$	
Alcance	$\frac{W}{S} = 0,5 \rho V^2 \sqrt{\frac{C_{D_0}}{3K}}$	óptimo a aproximadamente 10000 m de altitude
Autonomia	$\frac{W}{S} = 0,5 \rho V^2 \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$	
Tecto máximo	$\frac{W}{S} \leq 0,5 \rho V^2 \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$ e $\frac{W}{S} = 0,5 \rho V^2 C_L$	$1,0 \leq C_L \leq 1,5$
Volta instantânea	$\frac{W}{S} \leq 0,5 \rho C_{L_{\max}} \left(\frac{g}{\dot{\psi}} \right)^2 \frac{n^2 - 1}{n}$ ou $\frac{W}{S} \leq 0,5 \rho V^2 C_{L_{\max}} / \sqrt{\left(\frac{\dot{\psi} V}{g} \right)^2 + 1}$	
Volta sustentada	$\frac{W}{S} \leq \left[\left(\frac{T}{W} \right) \pm \sqrt{\left(\frac{T}{W} \right)^2 - 4n^2 C_{D_0} K} \right] / \left(\frac{4Kn^2}{\rho V^2} \right)$ e $\frac{T}{W} \geq 2n\sqrt{C_{D_0} K}$	
12 Aterragem	$\frac{W}{S} \leq \frac{\rho g}{2} \left(s_L - \frac{h}{\tan \gamma} \right) \left[\frac{2\mu C_{L_{\max}}}{A_2^2} + (C_{D_0} - \mu C_L + K C_L^2) \right]$	$A_2 = 1,15$ a $1,30$ $\mu = 0,08$ a $0,40$ $\gamma = 3^\circ$ a 5°



3. Determinação de P/W e W/S

Requisito	Desempenho em Potência	Obs.
Vel. perda	$\frac{W}{S} \leq 0,5\rho V_s^2 C_{L_{\max}}$	
Descolagem	$\frac{P}{W} \geq \frac{A_1}{\eta_p \sqrt{\rho C_{L_{\max}}}} \sqrt{\frac{W}{S}} \left\{ \frac{A_1^2}{2C_{L_{\max}}} \left[\frac{2}{\rho g s_{TO}} \left(\frac{W}{S} \right) + (C_{D_0} - \mu C_L + K C_L^2) \right] + \mu - \frac{F_{\text{launch}}}{W} \right\}$	$A_1 = 1,2$ $\mu = 0,04$ a $0,08$ $\eta_p = 0,3$ a $0,7$
Razão de subida	$\frac{P}{W} \geq \frac{1}{\eta_p} \left[RC + \frac{\rho V^3 C_{D_0}}{2(W/S)} + \frac{2K}{\rho V} \left(\frac{W}{S} \right) \right]$ com $V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \sqrt{\frac{K}{3C_{D_0}}}}$	$\eta_p = 0,7$
Ângulo de subida	$\frac{P}{W} \geq \frac{V}{\eta_p} \left[\text{sen} \gamma + \frac{\rho V^2 C_{D_0}}{2(W/S)} + \frac{2K}{\rho V^2} \left(\frac{W}{S} \right) \right]$ com $V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \sqrt{\frac{K}{C_{D_0}}}}$	$\eta_p = 0,7$
Vel. cruzeiro	$\frac{P}{W} \geq \frac{1}{\eta_p} \left[\frac{\rho V^3 C_{D_0}}{2(W/S)} + \frac{2K}{\rho V} \left(\frac{W}{S} \right) \right]$	$\eta_p = 0,8$
Alcance	$\frac{W}{S} = 0,5\rho V^2 \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$	
Autonomia	$\frac{W}{S} = 0,5\rho V^2 \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}}$	ótimo ao nível do mar s/ turbo e na altitude do turbo c/ turbo
Tecto máximo	$\frac{W}{S} \leq 0,5\rho V^2 \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$ e $\frac{W}{S} = 0,5\rho V^2 C_L$	
Volta instantânea	$\frac{W}{S} \leq 0,5\rho V^2 C_{L_{\max}} / \sqrt{\left(\frac{\psi V}{g} \right)^2 + 1}$ ou $\frac{W}{S} \leq \frac{1}{2} \rho C_L \left(\frac{g}{\psi} \right)^2 \frac{n_{\max}^2 - 1}{n_{\max}}$	$V \leq V_S \sqrt{n_{\max}}$ ou $V > V_S \sqrt{n_{\max}}$
Volta sustentada	$\frac{P}{W} \geq \frac{1}{\eta_p} \left[\frac{\rho V^3 C_{D_0}}{2(W/S)} + \frac{2K n^2}{\rho V} \left(\frac{W}{S} \right) \right]$ e $\frac{P}{W} \geq \frac{2nV}{\eta_p} \sqrt{C_{D_0} K}$	$\eta_p = 0,7$ a $0,8$
Aterragem	$\frac{W}{S} \leq \frac{\rho g}{2} \left(s_L - \frac{h}{\text{tg} \gamma} \right) \left[\frac{2\mu C_{L_{\max}}}{A_2^2} + (C_{D_0} - \mu C_L + K C_L^2) \right]$	$A_2 = 1,15$ a $1,30$ $\mu = 0,08$ a $0,40$ $\gamma = 3^\circ$ a 5°



3. Determinação de W/S

- Outras condições:

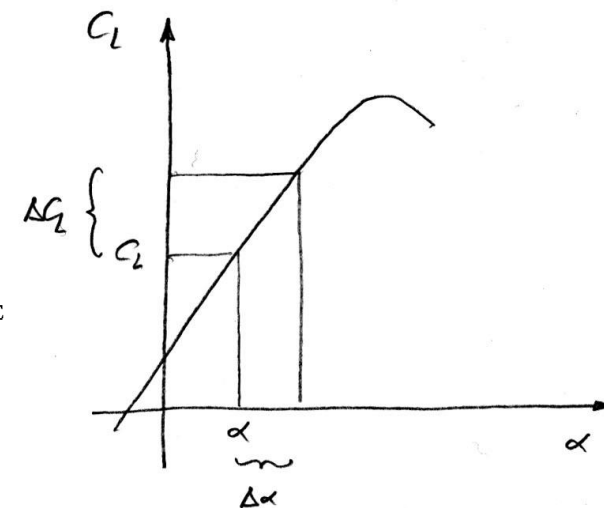
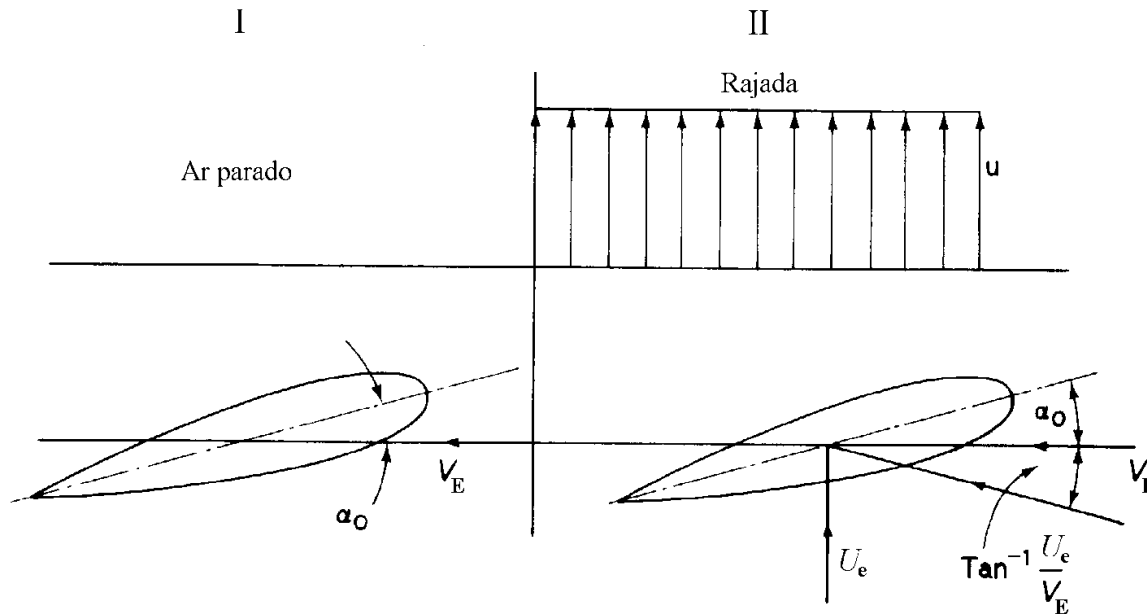
- Fator de carga máximo:

$$\frac{W}{S} \geq \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{C_{L\max}}{n_{\max}}$$

- Incremento do fator de carga em rajada:

$$\frac{W}{S} \geq \frac{1}{2} \rho V U \frac{C_{L\alpha}}{\Delta n}$$

Dimensionamento Inicial





3. Determinação de W/S

- Aviões elétricos solares:
 - Subida:

$$\frac{2K}{\rho V} \left(\frac{W}{S} \right)^2 + RC \left(\frac{W}{S} \right) + \left(\frac{1}{2} \rho V^3 C_{D0} - \eta_p \eta_{mot} \eta_{charger} \eta_{pv} P'_{sun} k_{pv} \right) \leq 0$$

onde

$\eta_{charger}$ = charger efficiency

η_{pv} = photo voltaic cells efficiency

P'_{sun} = average solar irradiation power per unit area [W/m^2]

k_{pv} = solar cells area – to – wing area = S_{pv}/S

Resolvendo:

$$\frac{W}{S} \leq -\frac{\rho V}{4K} RC + \sqrt{\left(\frac{\rho V}{4K} \right)^2 RC^2 + \frac{\rho V}{2K} \eta_p \eta_{mot} \eta_{charger} \eta_{pv} P'_{sun} k_{pv} - \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right)^2 \frac{C_{D0}}{K}}$$



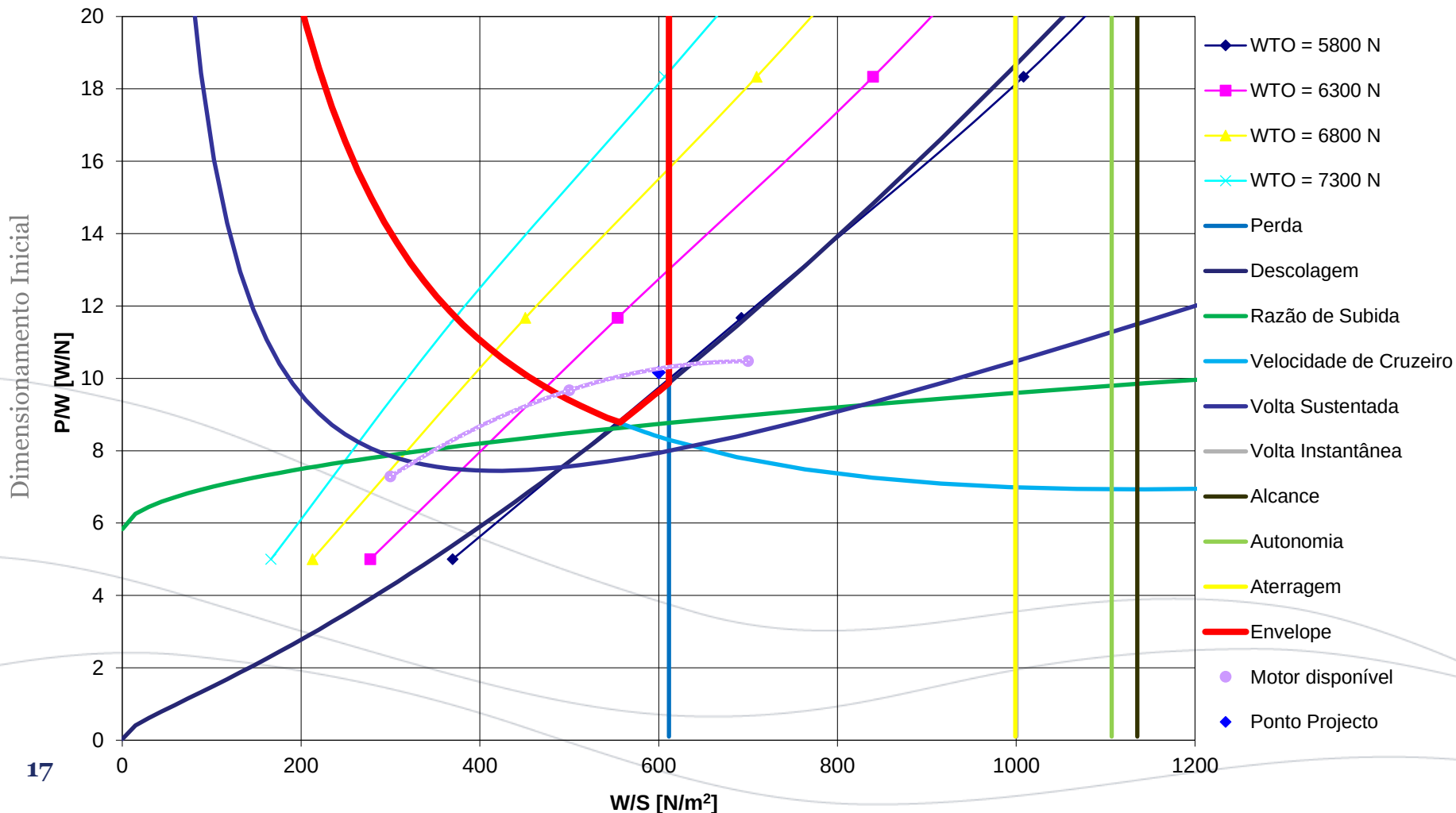
3. Determinação de W/S

- Aviões elétricos solares:
 - Voo nivelado ($RC=0$):

$$\frac{W}{S} \leq \sqrt{\frac{\rho V}{2K} \eta_p \eta_{mot} \eta_{charger} \eta_{pv} P'_{sun} k_{pv} - \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right)^2 \frac{C_{D0}}{K}}$$



3. Determinação de T/W , P/T e W/S





3. Determinação de T/W , P/T e W/S

- Escolha do ponto de projeto:
 - Escolher $(W/S, T/W)$ ou $(W/S, P/W)$ e verificar desempenho
 - Com o peso estimado obter T/W ou P/W quando se tem um motor em vista
 - Escolher W/S mais favorável e verificar desempenho



4. Refinamento do dimensionamento

- 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_{fuel} e o resto (peso vazio) W_{empty} :

$$W_0 = W_{crew} + W_{fixed\ payload} + W_{dropped\ payload} + W_{fuel} + W_{empty}$$

- Considerando W_{empty} uma fração de W_0 tem-se:

$$W_0 = W_{crew} + W_{fixed\ payload} + W_{dropped\ payload} + W_{fuel} + \left(\frac{W_{empty}}{W_0} \right) W_0$$

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

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



4. Refinamento do dimensionamento

- Estimativa do peso de combustível:
 - A quantidade total de combustível pode ser obtida usando uma das seguintes expressões:

$$W_{fuel} = 1,06 \sum_{i=1}^N \left(1 - \frac{W_i}{W_{i-1}} \right) W_{i-1}$$

$$W_{fuel} = 1,06 \sum_{i=1}^N C_i T_i t_i$$

$$W_{fuel} = 1,06 \sum_{i=1}^N C_{power,i} P_i t_i$$

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



4. Refinamento do dimensionamento

- Na equação anterior, a potência do motor é dada por:

$$P = \frac{WV}{\eta_p(L/D)}$$

- No caso de ser ter um motor elétrico, o peso da bateria será:

$$(W_{fuel}) = W_{bat} = 1,26 \sum_{i=1}^N \frac{g}{E_s} P_{ele,i} t_i$$

- O coeficiente 1,26 serve para garantir que a capacidade da bateria não baixa dos 20% e mantém 6% de reserva
- E_s é a energia específica da bateria [J/kg]
- P_{ele} é a potência elétrica disponibilizada pela bateria, onde η_m é a eficiência do motor:

$$P_{ele} = \frac{WV}{\eta_p \eta_m (L/D)}$$



4. Refinamento do dimensionamento

- No caso de se terem células fotovoltaicas, o peso das células será:

$$(W_{fuel}) = W_{pv} = 1,06W'_{pv}k_{pv}S$$

- O coeficiente 1,06 serve para garantir que se mantém 6% de reserva
- W'_{pv} é o peso das células por unidade de área [N/m^2]
- A equação acima também pode ser escrita na seguinte forma:

$$\frac{W_{pv}}{W} = \frac{1,06W'_{pv}k_{pv}}{W/S}$$



4. Refinamento do dimensionamento

- Estimativa do peso de combustível (cont.):
 - Frações de peso nas fases da missão:

Fase da missão	Jacto: W_i/W_{i-1}	Hélice: W_i/W_{i-1}
Aquecimento, rolagem e descolagem	0,970 a 0,990	
Subida	Subsónico: $1,0065-0,0324M$ c/ $M \geq 0,1$ Supersónico: $0,991-0,007M-0,01M^2$	
Cruzeiro	$e^{-C_p g \left[\frac{\rho V C_{D0}}{2(W/S)} + \frac{2K}{\rho V^3} \left(\frac{W}{S} \right) \right] R}$	$e^{-\frac{C_p}{\eta_p} g \left[\frac{\rho V^2 C_{D0}}{2(W/S)} + \frac{2K}{\rho V^2} \left(\frac{W}{S} \right) \right] R}$
Espera	$e^{-C_p \left[\frac{\rho V^2 C_{D0}}{2(W/S)} + \frac{2K}{\rho V^2} \left(\frac{W}{S} \right) \right] E}$	$e^{-\frac{C_p}{\eta_p} \left[\frac{\rho V^3 C_{D0}}{2(W/S)} + \frac{2K}{\rho V} \left(\frac{W}{S} \right) \right] E}$
Manobras	$1 - C_p \frac{T}{W} \Delta t$	$1 - \frac{C_p}{\eta_p} \frac{P}{W} \Delta t$
Descida	0,990 a 0,995	
Aterragem e rolagem	0,992 a 0,997	

Dimensionamento Inicial

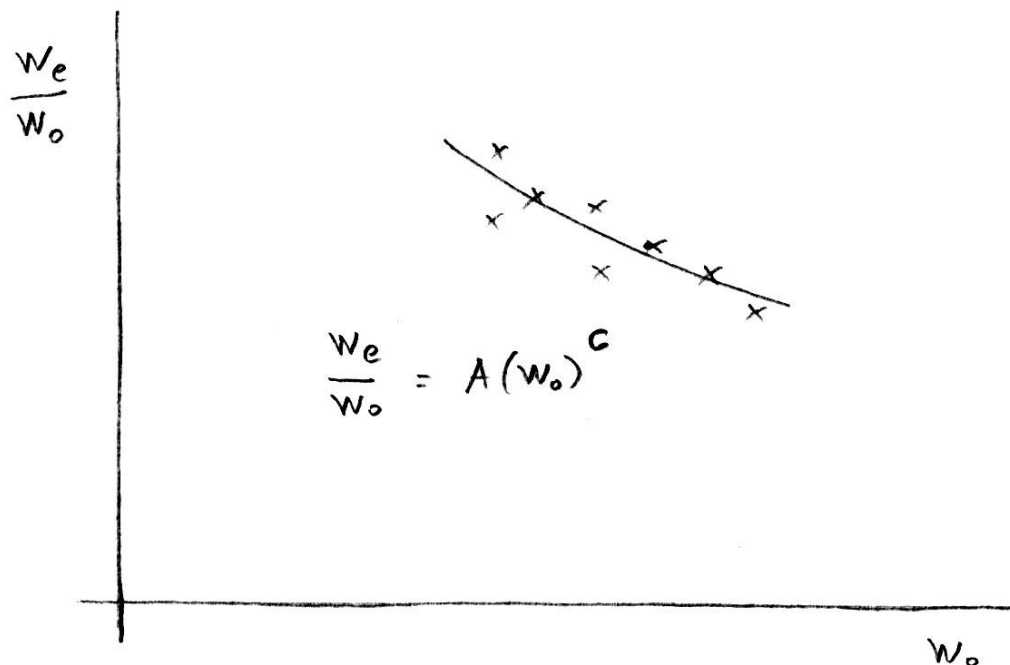


4. Refinamento do dimensionamento

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

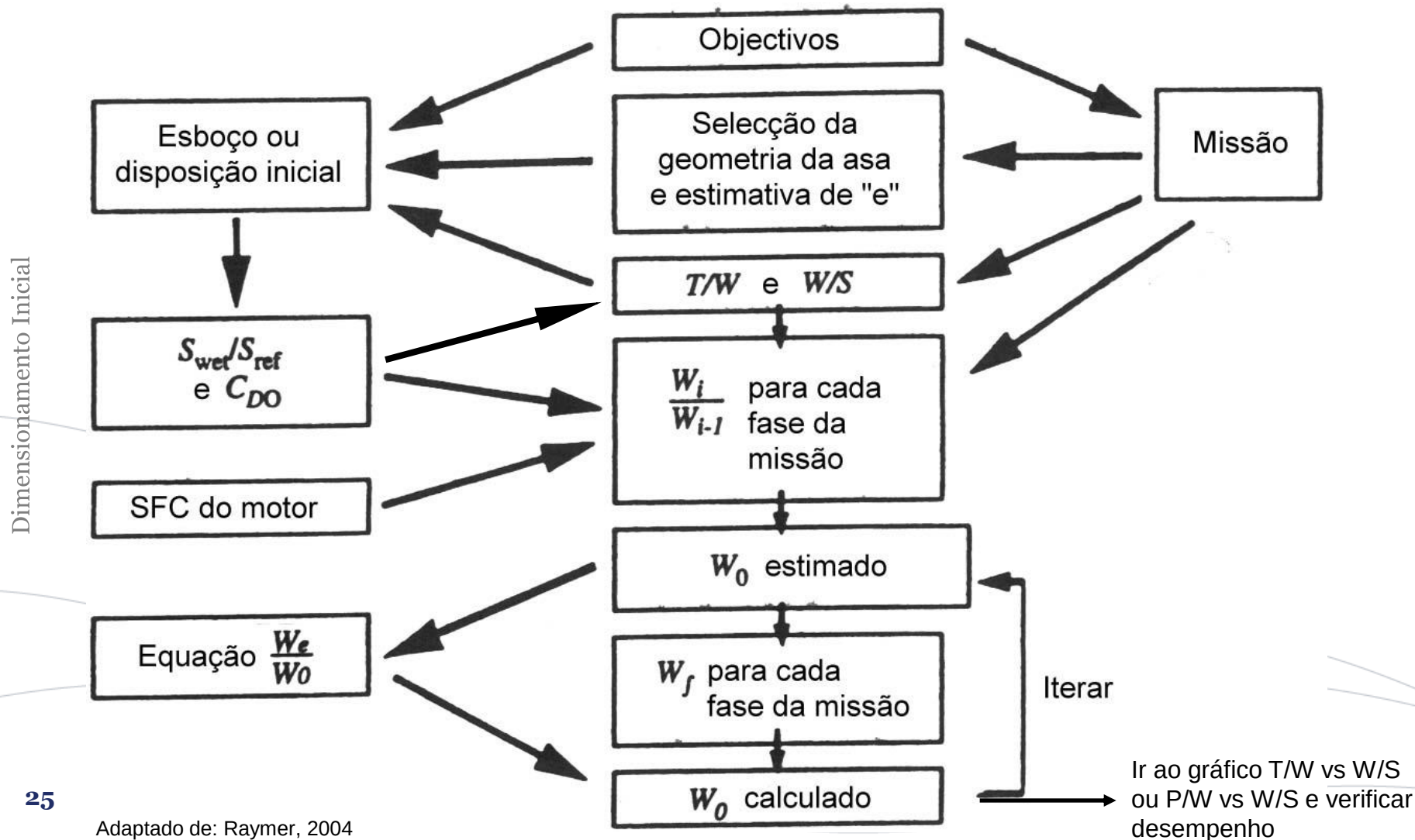
Dimensionamento Inicial

$$\frac{W_{empty}}{W_0} = A W_0^c$$





5. Refinamento do dimensionamento





4. Refinamento do dimensionamento

- Área da asa:
 - Sabendo W/S do ponto de projeto e sabendo W_0 do dimensionamento obtém-se a área da asa:

$$S = \frac{W_0}{(W/S)}$$

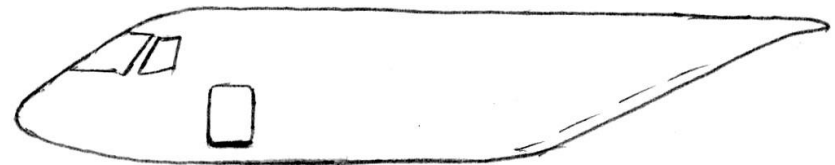
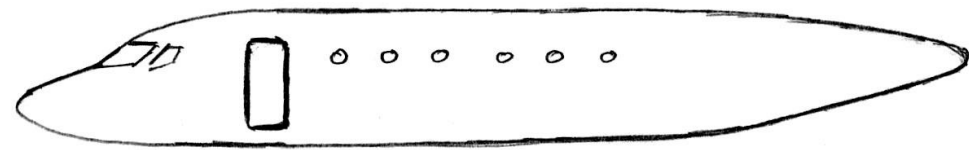
- Potência do motor:
 - Sabendo P/W do ponto de projeto e sabendo W_0 do dimensionamento obtém-se a potência do motor:

$$P = \left(\frac{P}{W} \right) W_0$$



6. Geometria

- Fuselagem:
 - Dispor tudo o que vai dentro da fuselagem e desenhá-la à volta
 - Ter em conta a funcionalidade
 - Ter em conta as características aerodinâmicas





6. Geometria

- Fuselagem (cont.):
 - Dimensionamento estatístico:

$l_F = aW_0^C$ [m]	a	C
Planador	0,383	0,48
Motoplanador	0,316	0,48
“Homebuilt” - metal/madeira	1,350	0,23
“Homebuilt” - compósito	1,280	0,23
Aviação geral - monomotor	1,600	0,23
Aviação geral - bimotor	0,366	0,42
Agrícola	1,480	0,23
Turbohélice bimotor	0,169	0,51
Hidroavião	0,439	0,40
Jacto de treino	0,333	0,41
Jacto de caça	0,389	0,39
Transporte militar/bombardeiro	0,104	0,50
Transporte civil	0,287	0,43

Dimensionamento Inicial



6. Geometria

- Asa:
 - Sabendo W/S do ponto de projeto e sabendo W_0 do dimensionamento obtém-se a área da asa:

$$S = \frac{W_0}{W/S}$$



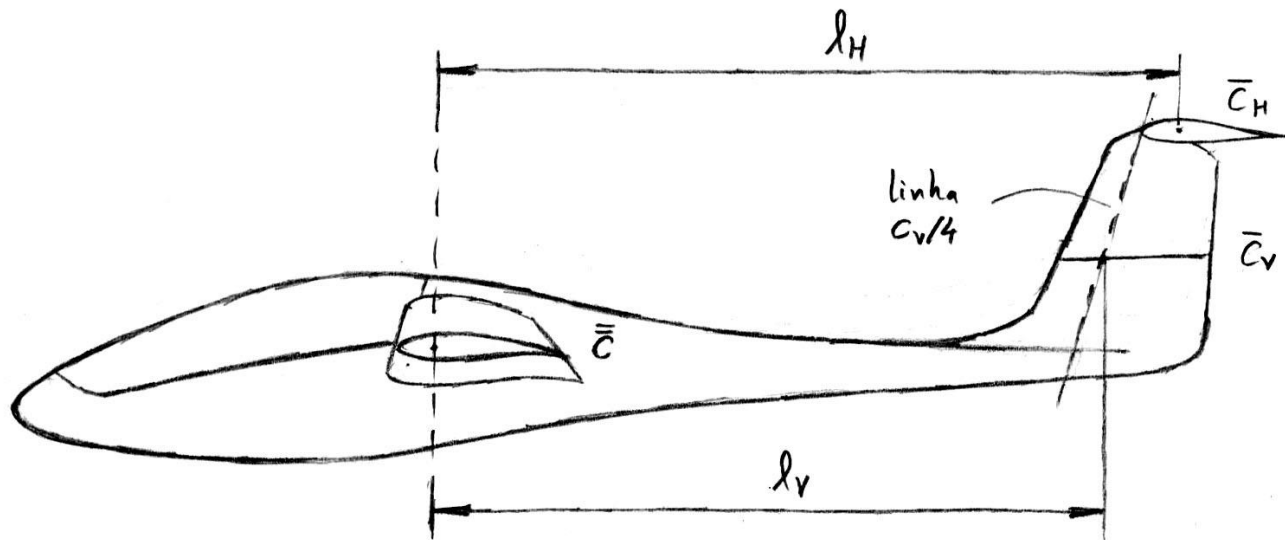
6. Geometria

- Cauda:
 - Coeficientes de volume:

$$V_h = \frac{S_h l_h}{S_w c_{w,aero}}$$

$$V_v = \frac{S_v l_v}{S_w b_w}$$

- Assumindo que o CG está a $1/4$ da corda média aerodinâmica da asa e usando as cordas geométricas para simplificar.





6. Geometria

- Cauda (cont.):
 - No dimensionamento inicial usam-se dados históricos para as dimensões da empenagem horizontal e empenagem vertical:

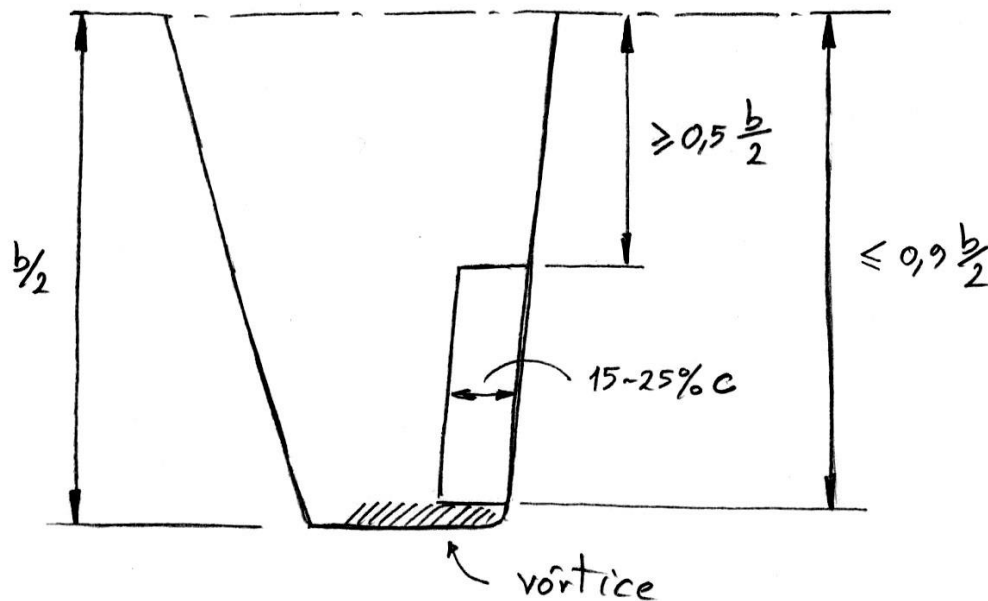
	Valores típicos	
	V_H	V_V
Planador	0,50	0,02
“Homebuilt”	0,50	0,04
Aviação geral - monomotor	0,70	0,04
Aviação geral - bimotor	0,80	0,07
Agrícola	0,50	0,04
Turbohélice bimotor	0,90	0,08
Hidroavião	0,70	0,06
Jacto de treino	0,70	0,06
Jacto de caça	0,40	0,07
Transporte militar/bombardeiro	1,00	0,08
Transporte civil	1,00	0,09

Dimensionamento Inicial



6. Geometria

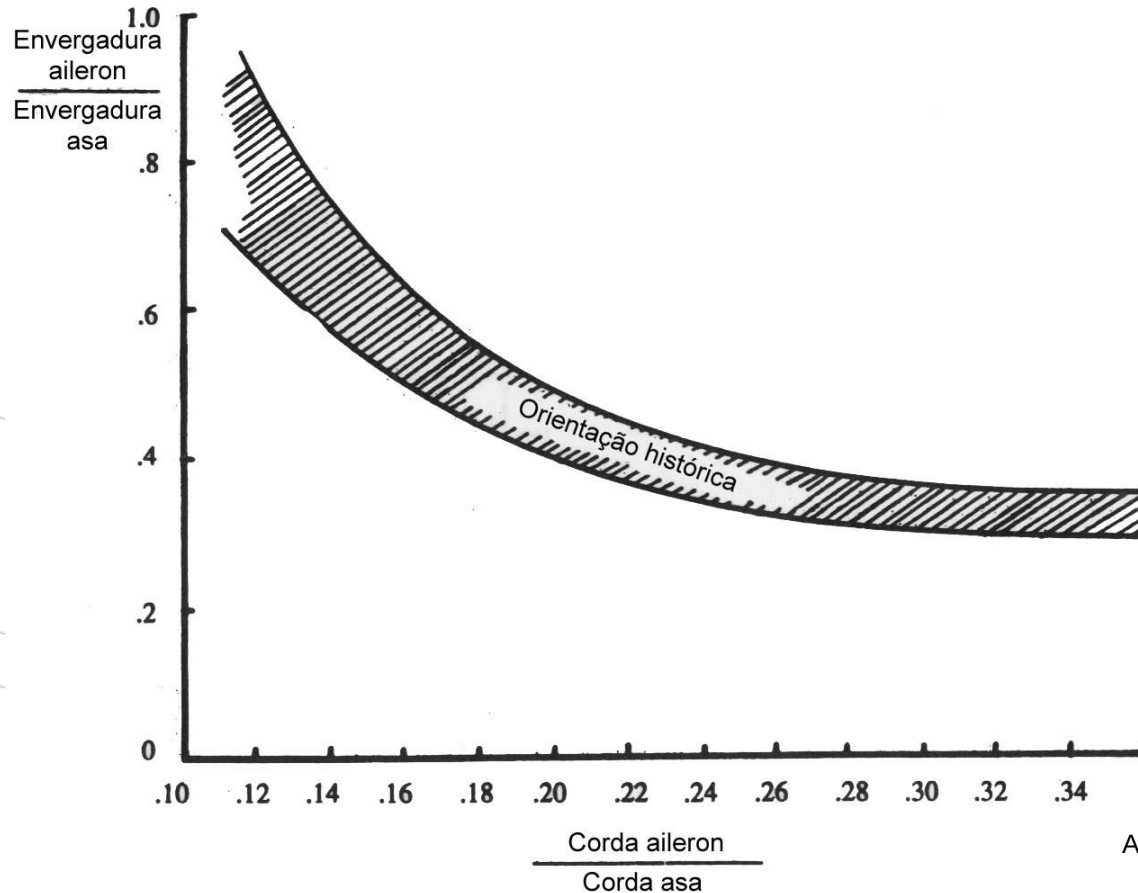
- Superfícies de comando:
 - Ailerons – rolamento;
 - O aileron não deve chegar à ponta da asa porque:
 - Aumenta o arrasto induzido
 - Aumenta o efeito adverso
 - Aumenta os momentos de controlo (momentos de charneira)





6. Geometria

- Superfícies de comando (cont.):
 - Ailerons – dimensões típicas:



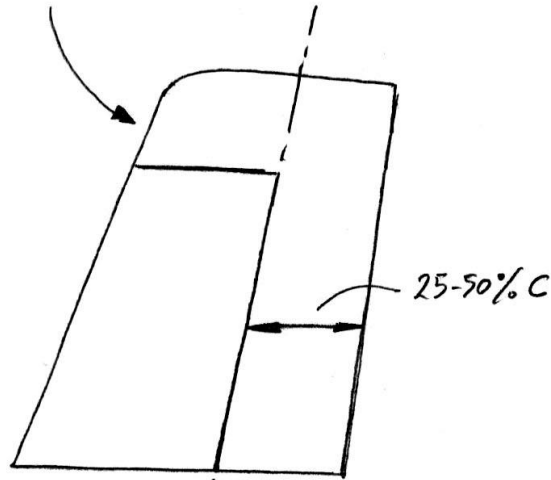
Adaptado de: Raymer, 2004



6. Geometria

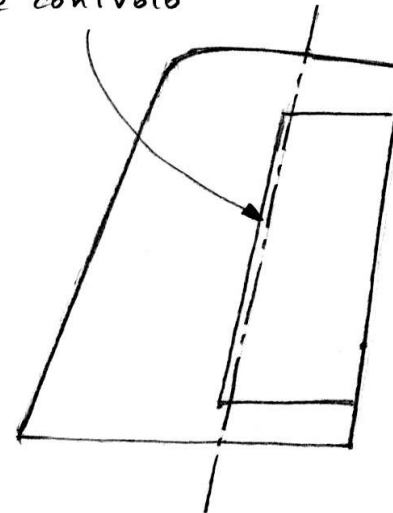
- Superfícies de comando (cont.):
 - Leme de profundidade – arfagem
 - Leme de direção – guinada

não é apropriado para ailerons
ou alta velocidade



balanceamento aerodinâmico
"horn"

posição do eixo de articulação
 $\leq 20\%$ da corda da superfície
de controle



balanceamento aerodinâmico
bordo de ataque



7. Estimativa aerodinâmica inicial (método 1)

- Pode fazer-se uma estimativa muito simples das características aerodinâmicas para se usar o método descrito anteriormente
- Esta estimativa vai basear-se nos dados de outras aeronaves
- Mais tarde esta estimativa inicial é refinada usando métodos mais precisos



7. Estimativa aerodinâmica inicial (método 1)

- Determinação do C_{Lmax} :
 - É necessário saber das aeronaves de referência os seguintes dados:
 - W , S e V_S (velocidade de perda);
 - Calcular o C_{Lmax} para cada aeronave:
 - $C_{Lmax} = W / (0,5\rho V_S^2 S)$;
 - Assumindo $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ ao nível do mar.
 - Usar a média dos valores obtidos para o C_{Lmax} inicial, tendo em conta as semelhanças das aeronaves com o projeto em desenvolvimento



7. Estimativa aerodinâmica inicial (método 1)

- Determinação do C_{Di} :
 - É necessário escolher a razão de aspecto da asa da aeronave em desenvolvimento:
 - A ;
 - Assumir um valor para o fator de Oswald (depende da geometria da asa e da configuração da aeronave):
 - $e = 0,65$ a $0,95$;
 - O C_{Di} é dado pela expressão:
 - $C_{Di} = KC_L^2$;
 - Onde $K = 1/(\pi Ae)$.



7. Estimativa aerodinâmica inicial (método 1)

- Determinação do C_{D0} :
 - É necessário saber das aeronaves de referência os seguintes dados:
 - W , S , V (velocidade de cruzeiro ou máxima), P_{mot} e ρ (na altitude em questão);
 - Assumir um valor para a eficiência propulsiva:
 - $\eta_p = 0,7$ a $0,8$;
 - A potência disponível é dada por:
 - $P = \eta_p P_{mot} (\rho / \rho_0)$ para a velocidade máxima;
 - $P = 0,75 \eta_p P_{mot} (\rho / \rho_0)$ para a velocidade de cruzeiro;
 - Se o motor for turbo $\rho / \rho_0 = 1$;
 - Calcular o C_D para cada aeronave:
 - $C_D = P / (0,5 \rho V^3 S)$;
 - Calcular o C_{D0} para cada aeronave:
 - $C_{D0} = C_D - K C_L^2$;
 - Com $C_L = W / (0,5 \rho V^2 S)$;
 - Usar a média dos valores obtidos para o C_{D0} inicial, tendo em conta as semelhanças das aeronaves com o projeto em desenvolvimento.



8. Exemplo 2: avião de acrobacia

- Tabela comparativa com aeronaves acrobáticas:

No.	Aeronave	W	S	b	V _S	P _{mot}	V _C	V _{max}
		[kgf]	[m ²]	[m]	[km/h]	[KW]	[km/h]	[km/h]
1	Mudry CAP 231	820	9,86	8,08	90,0	224,0	300,0	330,0
2	Mudry CAP 231 EX	820	9,86	7,40	90,0	224,0	300,0	330,0
3	Mudry CAP 232	816	10,13	7,39	105,0	224,0	300,0	339,0
4	Extra 300/S	950	10,44	7,50	102,0	224,0		343,0
5	Aviatika-900	715	10,00	7,15	107,0	265,0		375,0
6	Interavia I-3	1063	11,54	8,10		265,0		350,0
7	Sukhoi Su-26M	1000	11,80	7,80	110,0	294,0	260,0	310,0
8	Sukhoi Su-31T	968	11,80	7,80	113,0	294,0		330,0
9	Yakovlev Yak-55M	840	12,80	8,10	105,0	265,0		
10	UBI A-2000	728	9,50	7,29	108,0	224,0	343,0	388,0



8. Exemplo 2: avião de acrobacia

- Determinação do C_{Lmax} e do K :
 - Assumindo um fator de Oswald de 0,65 tem-se:

No.	Aeronave	W	S	V _S	C_{Lmax}	b	A	K
		[N]	[m ²]	[m/s]		[m]		
1	Mudry CAP 231	8044	9,86	25,0	2,131	8,08	6,62	0,0740
2	Mudry CAP 231 EX	8044	9,86	25,0	2,131	7,40	5,55	0,0882
3	Mudry CAP 232	8005	10,13	29,2	1,517	7,39	5,39	0,0908
4	Extra 300/S	9320	10,44	28,3	1,815	7,50	5,39	0,0909
5	Aviatika-900	7014	10,00	29,7	1,296	7,15	5,11	0,0958
6	Interavia I-3	10428	11,54	0,0		8,10	5,69	0,0861
7	Sukhoi Su-26M	9810	11,80	30,6	1,454	7,80	5,16	0,0950
8	Sukhoi Su-31T	9496	11,80	31,4	1,334	7,80	5,16	0,0950
9	Yakovlev Yak-55M	8240	12,80	29,2	1,236	8,10	5,13	0,0955
10	UBI A-2000	7142	9,50	30,0	1,364	7,29	5,60	0,0874

$$C_{Lmax} = 1,586$$

$$A = 5,48$$



8. Exemplo 2: avião de acrobacia

- Determinação do C_{D0} e do K :
 - Assumindo uma eficiência propulsiva de 0,8 tem-se :

No.	Aeronave	W [N]	S [m ²]	P _{mot} [KW]	K	V _C [m/s]	C _{LVc}	P _{Vc} [KW]	C _{DVc}	C _{D0Vc}
1	Mudry CAP 231	8044	9,86	224,0	0,0740	83,3	0,192	134,4	0,0385	0,0357
2	Mudry CAP 231 EX	8044	9,86	224,0	0,0882	83,3	0,192	134,4	0,0385	0,0352
3	Mudry CAP 232	8005	10,13	224,0	0,0908	83,3	0,186	134,4	0,0374	0,0343
4	Extra 300/S	9320	10,44	224,0	0,0909			134,4		
5	Aviatika-900	7014	10,00	265,0	0,0958			159,0		
6	Interavia I-3	10428	11,54	265,0	0,0861			159,0		
7	Sukhoi Su-26M	9810	11,80	294,0	0,0950	72,2	0,260	176,4	0,0648	0,0584
8	Sukhoi Su-31T	9496	11,80	294,0	0,0950			176,4		
9	Yakovlev Yak-55M	8240	12,80	265,0	0,0955			159,0		
10	UBI A-2000	7142	9,50	224,0	0,0874	95,3	0,135	134,4	0,0267	0,0251

$C_{D0} = 0,0354$

No.	Aeronave	W [N]	S [m ²]	P _{mot} [KW]	K	V _{max} [m/s]	C _{LVmax}	P _{Vmax} [KW]	C _{DVmax}	C _{D0Vmax}
1	Mudry CAP 231	8044	9,86	224,0	0,0740	91,7	0,159	179,2	0,0385	0,0367
2	Mudry CAP 231 EX	8044	9,86	224,0	0,0882	91,7	0,159	179,2	0,0385	0,0363
3	Mudry CAP 232	8005	10,13	224,0	0,0908	94,2	0,145	179,2	0,0346	0,0327
4	Extra 300/S	9320	10,44	224,0	0,0909	95,3	0,161	179,2	0,0324	0,0301
5	Aviatika-900	7014	10,00	265,0	0,0958	104,2	0,106	212,0	0,0306	0,0296
6	Interavia I-3	10428	11,54	265,0	0,0861	97,2	0,156	212,0	0,0326	0,0305
7	Sukhoi Su-26M	9810	11,80	294,0	0,0950	86,1	0,183	235,2	0,0510	0,0478
8	Sukhoi Su-31T	9496	11,80	294,0	0,0950	91,7	0,156	235,2	0,0422	0,0399
9	Yakovlev Yak-55M	8240	12,80	265,0	0,0955			212,0		
10	UBI A-2000	7142	9,50	224,0	0,0874	107,8	0,106	179,2	0,0246	0,0236



8. Exemplo 2: avião de acrobacia

- Das tabelas anteriores obtêm-se os seguintes valores médios:
 - $A = 5,50$ arredondado às décimas;
 - $C_{Lmax} = 1,59$ arredondado às centésimas;
 - $C_{D0} = 0,035$ arredondado às milésimas;
 - $K = 0,089$ assumindo $e = 0,65$;
- A polar de arrasto estimada é:
 - $C_D = 0,035 + 0,089 C_L^2$;
- A razão de planeio máxima é:
 - $(L/D)_{max} = (4C_{D0}K)^{-0,5} = 9,0$;
 - Do gráfico $(L/D)_{max}$ vs A_{wet} tem-se $(L/D)_{max} = 10,0$;
- Com a polar pode proceder-se ao dimensionamento descrito neste capítulo.



9. Estimativa aerodinâmica inicial (método 2)

- Pode usar-se uma alternativa ao método anterior para determinar C_{D0} sabendo, ou assumindo, que o cruzeiro se faz no C_L de $(L/D)_{\max}$, dado por

$$C_{L,br} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

- Como no cruzeiro

$$C_{L,c} = \frac{W/S}{\frac{1}{2}\rho V_c^2}$$

- Então, com $C_{L,br} = C_{L,c}$,

$$C_{D0} = K \left(\frac{2W/S}{\rho V_c^2} \right)^2$$



9. Estimativa aerodinâmica inicial (método 2)

- Agora pode estimar-se a fração de acelerador que torna o C_L no cruzeiro igual ao C_L de $(L/D)_{\max}$ com a equação

$$\delta_{eng} = \frac{\rho_0 V_c^3 S (C_{D0} + K C_{L,c}^2)}{2 \eta_p P_{eng}}$$