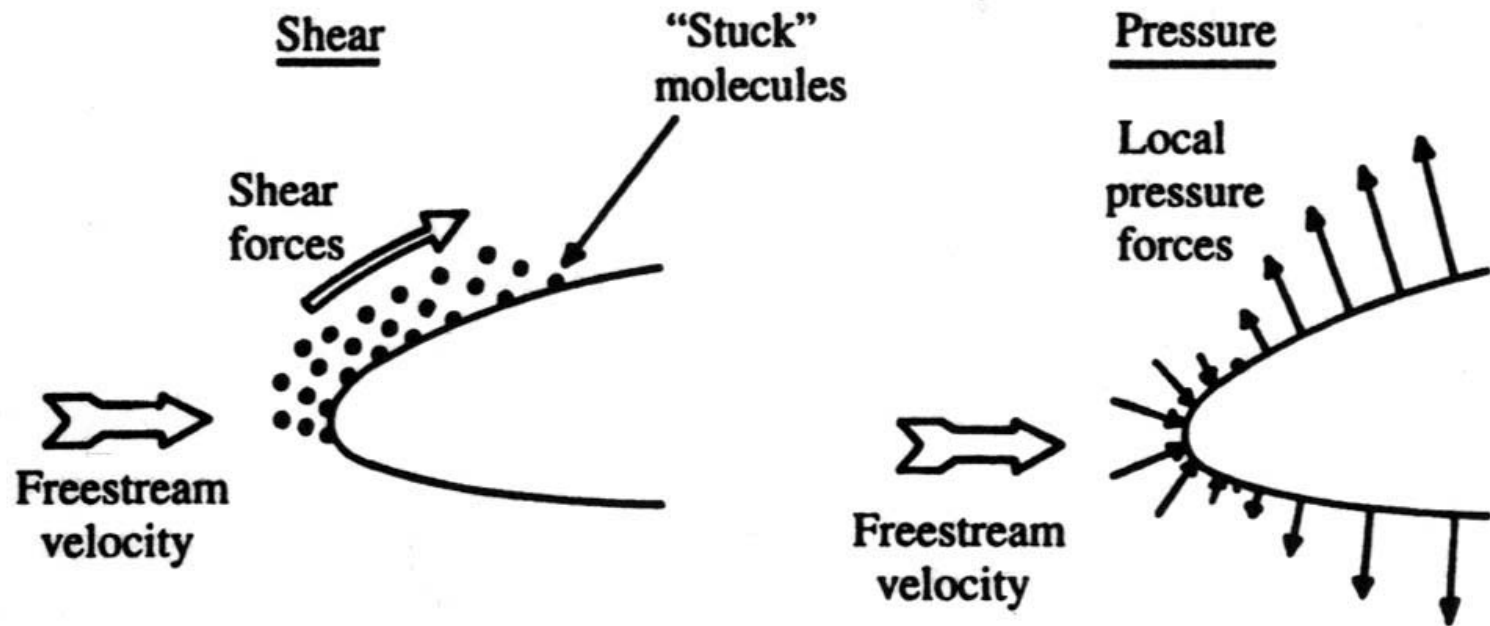


Aerodinâmica

- Nesta fase, em que a configuração da aeronave está mais ou menos definida é necessário determinar com mais cuidado as suas características aerodinâmicas;
- Neste capítulo apresenta-se um método simples para obter as curvas C_L vs α e C_D vs C_L .

Forças aerodinâmicas (1)

- Origem das forças aerodinâmicas:
 - Viscosidade;
 - Pressão.



(Pressures are with respect to ambient air pressure. Outward arrows represent pressures below ambient.)

Forças aerodinâmicas (2)

- Terminologia das componentes da resistência aerodinâmica:

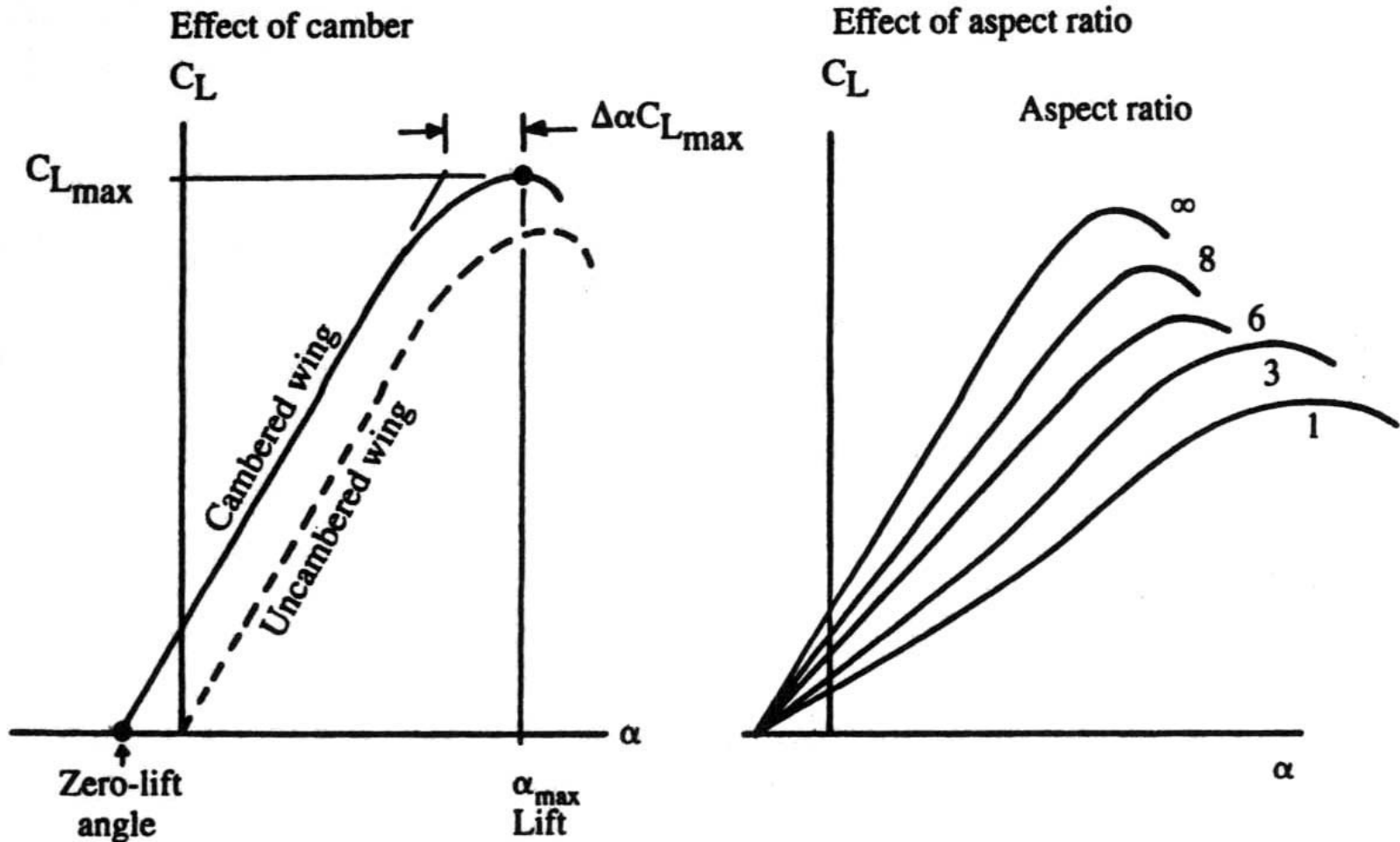
		Forças de pressão		
	Forças de corte	Separação	Choque	Circulação
Arrasto parasita	Fricção Tracção Arrasto de interferência	Separação viscosa Separação induzida pelo choque	Arrasto de onda	
Arrasto induzido	Efeito de aumento de velocidade na fricção	Efeito do aumento da velocidade	Arrasto de onda devido à sustentação	Arrasto devido à sustentação Arrasto de balanceamento
Área de referência	S_{wet}	Área máxima da secção	(Distribuição de volume)	S

Coeficientes aerodinâmicos

- Coeficiente de sustentação:
 - $C_L = L/(qS)$;
- Coeficiente de arrasto:
 - $C_D = D/(qS)$;
- $q = 0,5\rho V^2$ é a pressão dinâmica;
- A polar de arrasto, que é uma representação matemática da curva C_D vs C_L , é dada por:
 - Polar simétrica (sem arqueamento):
 - $C_D = C_{D0} + KC_L^2$;
 - Polar não simétrica (com arqueamento):
 - $C_D = C_{Dmin} + K(C_L - C_{Lmin})^2$;
 - ou
 - $C_D = C_{D0} + K_1 C_L + KC_L^2$, onde K_1 é, tipicamente, negativo.

Sustentação (1)

- Curva de sustentação (C_L vs α):



Sustentação (2)

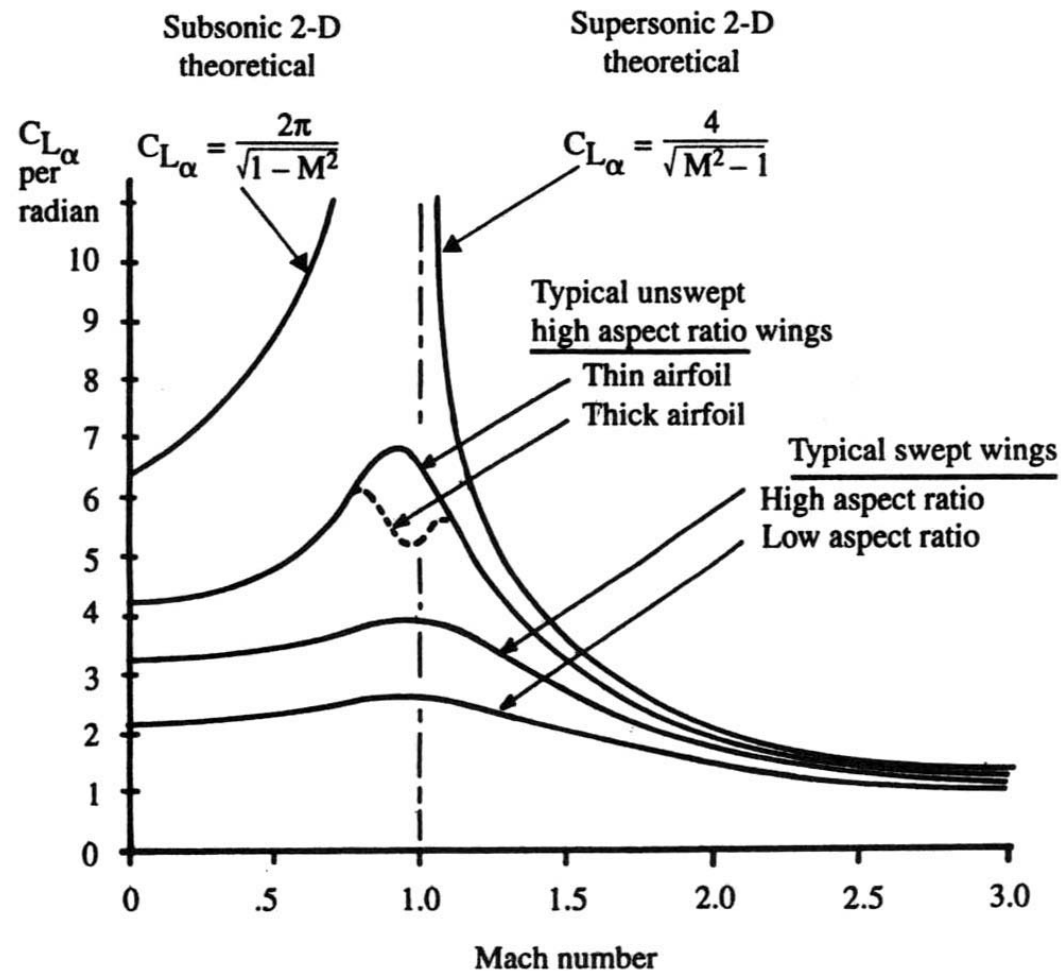
- Curva de sustentação subsónica:
 - $a = C_{L\alpha} = 2\pi A / \{2 + [4 + A^2 \beta^2 / \eta^2 (1 + \tan^2(\Lambda_{tmax}) / \beta^2)]^{0,5}\} (S_{exposed} / S) F$;
 - $\beta^2 = 1 - M^2$ é a correcção devido à compressibilidade;
 - $\eta = C_{l\alpha} / (2\pi / \beta) = a_0 / (2\pi / \beta)$ é a variação da eficiência do perfil com o número de Mach;
 - Se a variação de a_0 com o número de Mach não for conhecida pode assumir-se $\eta = 0,95$;
 - $F = 1,07(1 + d/b)^2$ é a correcção devido à presença da fuselagem;
 - d é o diâmetro da fuselagem;
 - Se existirem dispositivos na ponta da asa o alongamento aerodinâmico pode ser diferente do alongamento geométrico:
 - $A_{effective} = A(1 + 1,9h/b)$ com “end plate”;
 - » h é a altura do “end plate”;
 - $A_{effective} = 1,2A$ com “winglet”.

Sustentação (3)

- Curva de sustentação supersónica:
 - Declive teórico:
 - $a = C_{L\alpha} = 4/\beta$;
 - $\beta = (M-1)^{0,5}$ para $M > 1/\cos(\Lambda_{LE})$;
 - Declive aproximado:
 - $a = C_{N\alpha}(S_{\text{exposed}}/S)F$;
 - $C_{N\alpha}$ é obtido de gráficos.

Sustentação (4)

- Curva de sustentação transónica:



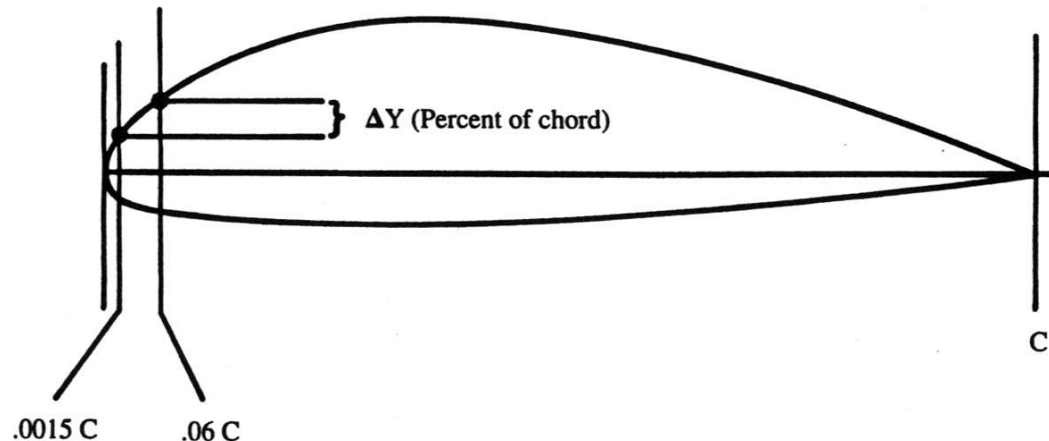
Sustentação (5)

- Coeficiente de sustentação:
 - $C_L = a(\alpha - \alpha_0)$;
 - O ângulo de ataque é o ângulo de ataque da superfície sustentadora, seja asa ou empenagem;
 - Pode assumir-se que o incremento do ângulo de perda da curva acima para a curva real é igual ao do perfil:
 - $\Delta\alpha_{CLmax} = \Delta\alpha_{Clmax}$;
- Coeficiente de sustentação total:
 - $C_L = a_w(\alpha_w - \alpha_{0w}) + \eta_H(S_H/S)C_{LH}$;
 - C_{LH} é o C_L da empenagem horizontal necessário para equilibrar o avião;
 - $\eta_H = V_H/V$.

Sustentação (6)

- Coeficiente de sustentação máximo para alongamentos grandes:

- $C_{Lmax} = 0,9C_{lmax}\cos(\Lambda_{c/4})$;
- ou
- $C_{Lmax} = C_{lmax}(C_{Lmax}/C_{lmax}) + \Delta C_{Lmax}$;
 - (C_{Lmax}/C_{lmax}) depende de Λ_{LE} e Δy ;
 - ΔC_{Lmax} depende de Λ_{LE} e M ;
- $\alpha_{CLmax} = (C_{Lmax}/a) + \alpha_0 + \Delta\alpha_{CLmax}$.

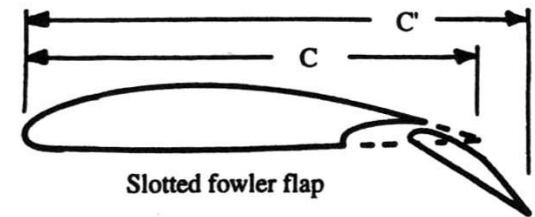
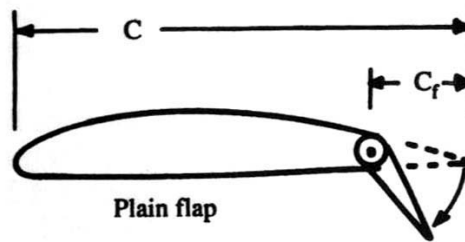


Sustentação (7)

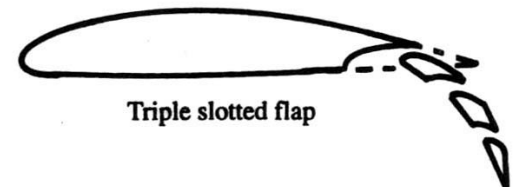
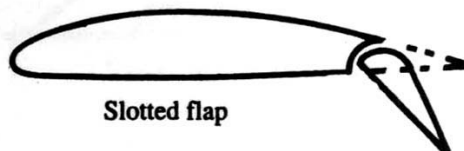
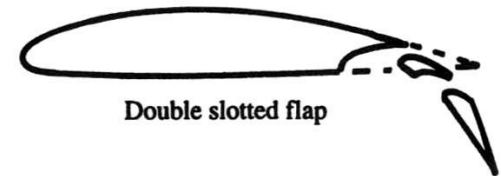
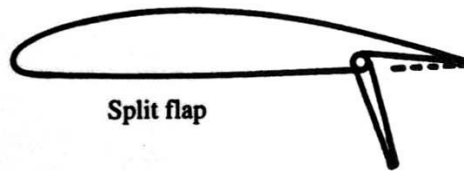
- Coeficiente de sustentação máximo para alongamentos pequenos:
 - $A \leq 3/[(C_1+1)\cos\Lambda_{LE}]$ com $C_1 = f(\lambda)$;
 - $C_{Lmax} = (C_{Lmax})_{base} + \Delta C_{Lmax}$;
 - $\alpha_{CLmax} = (\alpha_{CLmax})_{base} + \Delta\alpha_{CLmax}$;
 - $(C_{Lmax})_{base}$ e $(\alpha_{CLmax})_{base}$ dependem de Δy , C_1 , A , β e Λ_{LE} ;
 - ΔC_{Lmax} e $\Delta\alpha_{CLmax}$ dependem de M , $C_2=f(\lambda)$, A e Λ_{LE} .

Sustentação (8)

- Coeficiente de sustentação máximo com dispositivos de alta sustentação:

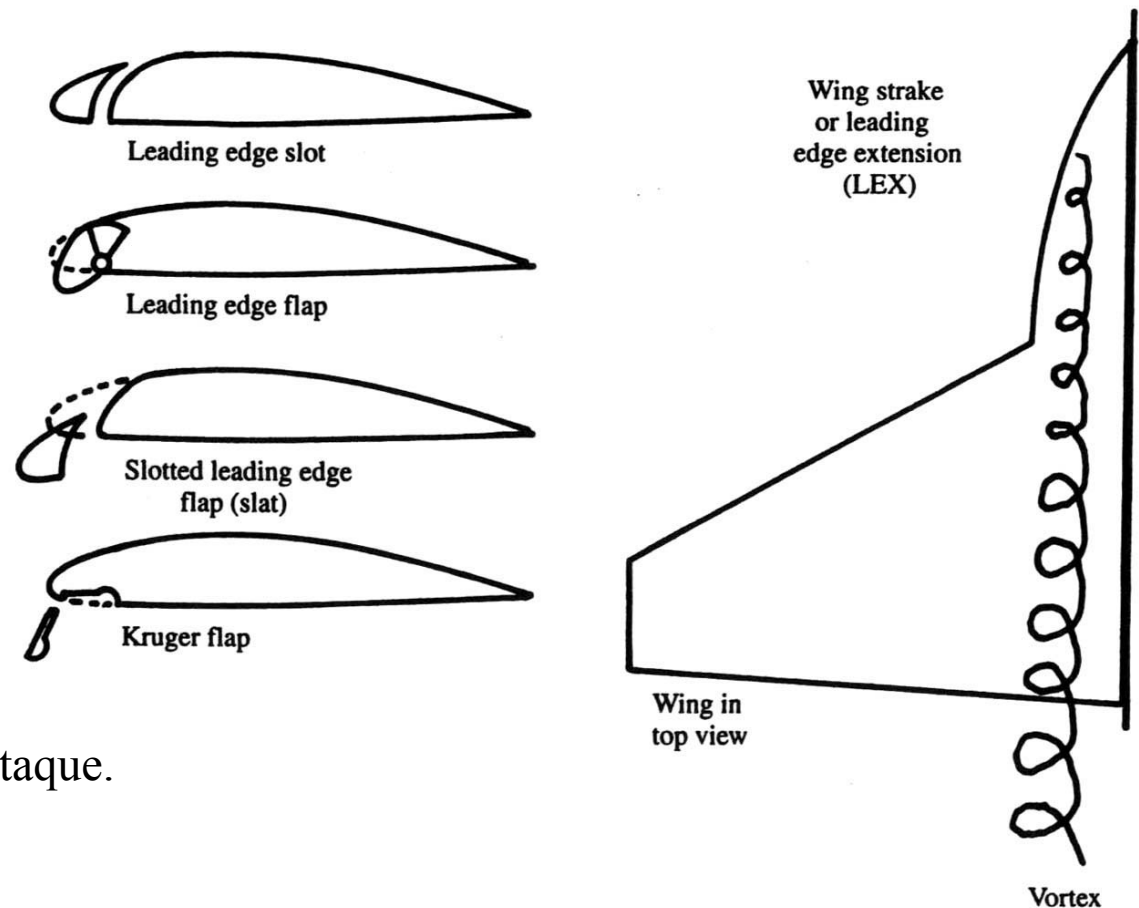


Dispositivos do bordo de fuga.



Sustentação (9)

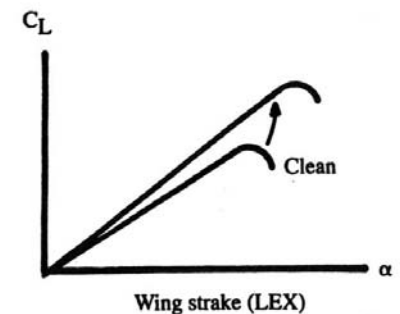
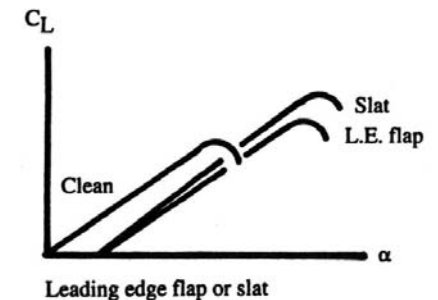
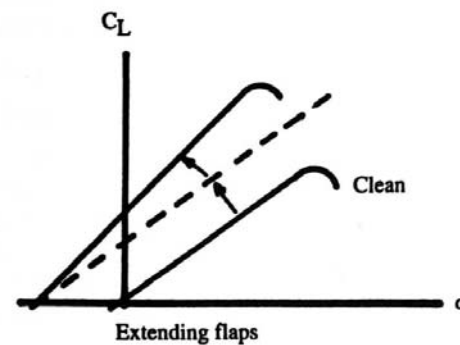
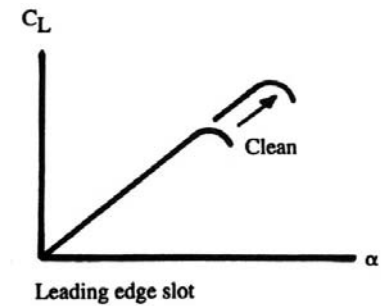
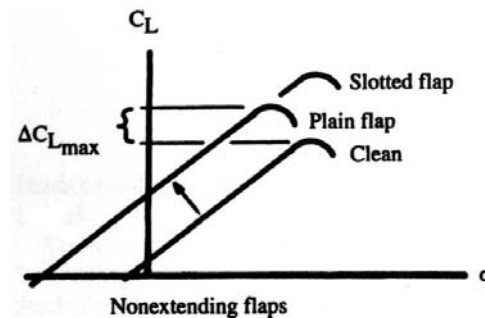
- Coeficiente de sustentação máximo com dispositivos de alta sustentação (cont.):



Dispositivos do bordo de ataque.

Sustentação (10)

- Coeficiente de sustentação máximo com dispositivos de alta sustentação (cont.):



Efeito dos dispositivos de alta sustentação.

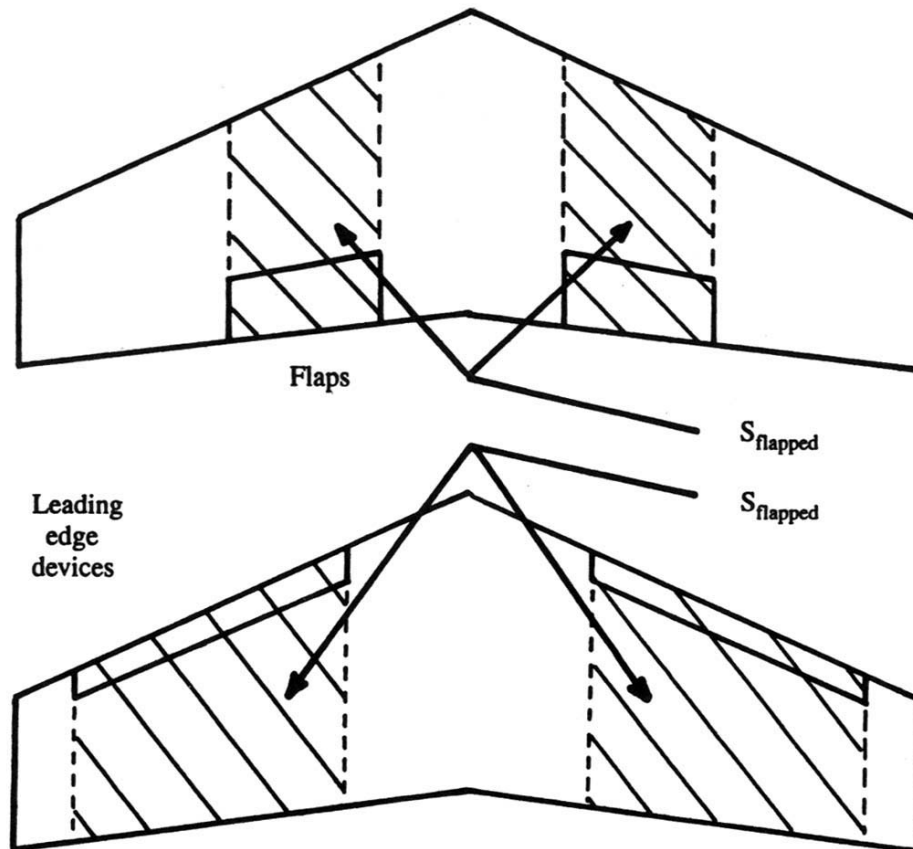
Sustentação (11)

- Coeficiente de sustentação máximo com dispositivos de alta sustentação (cont.):
 - $\Delta C_{Lmax} = 0,9 \Delta C_{lmax} (S_{flapped}/S) \cos \Lambda_{HL}$;
 - Este valor é para a aterragem. Na descolagem deve usar-se 60% a 80% deste valor;
 - $\Delta \alpha_0 = (\Delta \alpha_0)_{airfoil} (S_{flapped}/S) \cos \Lambda_{HL}$;
 - $(\Delta \alpha_0)_{airfoil} = -15^\circ$ na aterragem e $(\Delta \alpha_0)_{airfoil} = -10^\circ$ na descolagem.

Dispositivo de alta sustentação	ΔC_{lmax}
Flapes	
Simples e “split”	0,9
Fenda	1,3
Fowler	1,3 c'/c
Fenda dupla	1,6 c'/c
Fenda tripla	1,9 c'/c
Dispositivo do bordo de ataque	
Fenda fixa	0,2
Flape do bordo de ataque	0,3
Flape Kruger	0,3
Slat	0,4 c'/c

Sustentação (12)

- Coeficiente de sustentação máximo com dispositivos de alta sustentação (cont.):
 - Área com flape:



Arrasto parasita (1)

- O coeficiente de arrasto parasita pode ser estimado com a seguinte expressão:

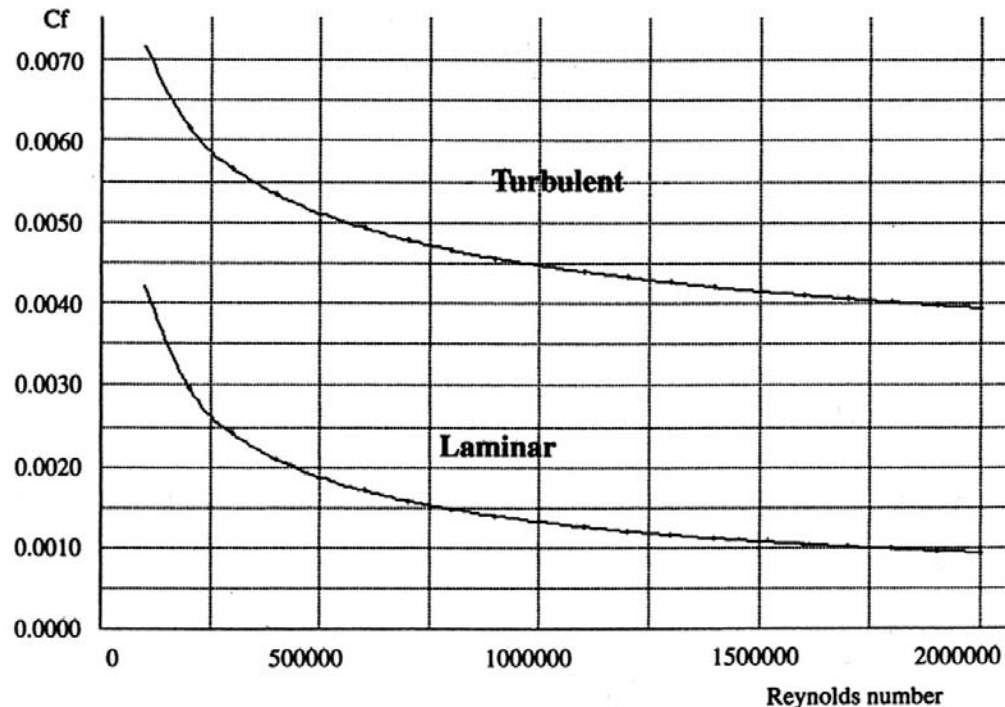
- $C_{D0subsonic} = \sum_{i=1}^n (C_{Fi} FF_i Q_i S_{weti})/S + C_{Dmisc} + C_{DL\&P};$

- $C_{D0supersonic} = \sum_{i=1}^n (C_{Fi} S_{weti})/S + C_{Dmisc} + C_{DL\&P} + C_{Dwave};$

- C_F é o coeficiente de fricção;
- FF é o factor de forma que tem em conta o efeito de separação viscosa;
- Q é o factor de interferência;
- S_{wet} é a área molhada [m²];
- C_{Dmisc} é o coeficiente de arrasto devido aos flapes, ao trem de aterragem, ao ângulo de fuga da fuselagem, à área de dase da fuselagem, etc.;
- $C_{DL\&P}$ é o coeficiente de arrasto devido a irregularidade da superfície, saliências, junção de painéis, etc.;
- C_{Dwave} é o coeficiente de arrasto de onda devido a ondas de choque.

Arrasto parasita (2)

- Coeficiente de fricção:
 - $C_F = 1,328\text{Re}^{0,5}$ para camada limite laminar;
 - $C_F = 0,455/[(\log_{10}\text{Re})^{2,58}(1+0,144M)^{0,65}]$ para camada limite turbulenta;
 - $\text{Re} = \rho V l / \mu$.



Arrasto parasita (3)

- Coeficiente de fricção (cont.):
 - Correção do C_F para a rugosidade da superfície:
 - $Re_{cutoff} = 38,21(1/k)^{1,053}$ para voo subsónico;
 - $Re_{cutoff} = 44,62(1/k)^{1,053}M^{1,16}$ para voo transónico e supersónico;
 - k é o tamanho médio do grão da superfície (rugosidade).

Superfície	k [m]
Pintura de camuflagem em alumínio	$10,15 \times 10^{-6}$
Pintura lisa	$6,34 \times 10^{-6}$
Chapa de metal	$4,05 \times 10^{-6}$
Chapa de metal polida	$1,52 \times 10^{-6}$
Compósito de molde	$0,52 \times 10^{-6}$

Arrasto parasita (4)

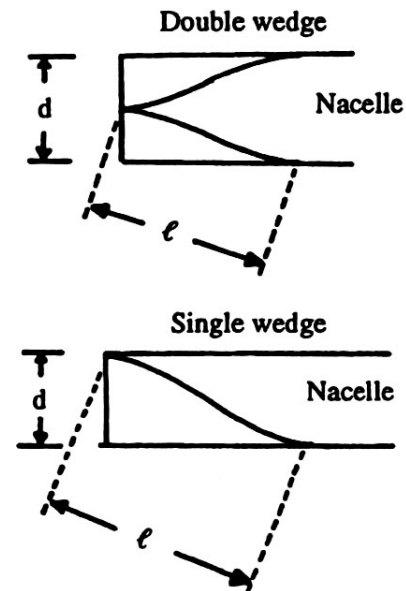
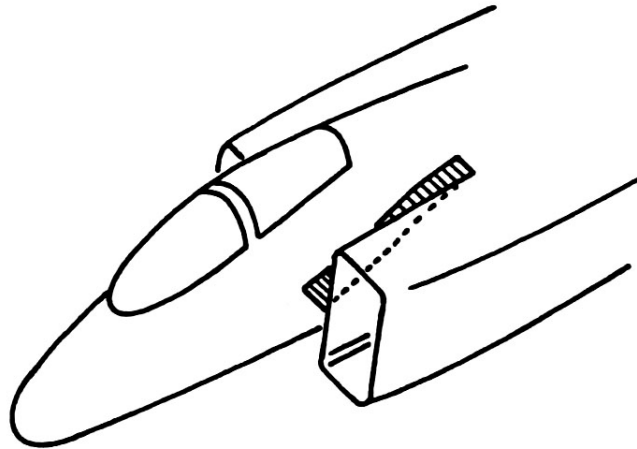
- Factor de forma:
 - O factor de forma pode ser estimado com as seguintes expressões:
 - Asa, cauda, montante e cabide:
 - $FF = k_f \cdot [1 + 0,6/(x/c)_m(t/c) + 100(t/c)^4] [1,34M^{0,18}(\cos\Lambda_m)^{0,28}]$;
 - $(x/c)_m$ é a posição da espessura máxima em fracção da corda;
 - Λ_m é o enflechamento da linha de espessura máxima;
 - Para caudas com superfícies de controlo $k_f = 1,10$;
 - Para as outras situações $k_f = 1,00$.

Arrasto parasita (5)

- Factor de forma (cont.):
 - Fuselagem e canópia:
 - $FF = k_f \cdot (1 + 60/f^3 + f/400)$ com $f = l/d = 1/[(4/\pi)A_{\max}]^{0,5}$;
 - Para fuselagens com ângulo de fuga elevado à frente de um hélice empurra $k_f < 1,00$;
 - Para fuselagens com lados planos $k_f = 1,40$;
 - Para fuselagens ou flutuadores de hidroaviões e anfíbios $k_f = 1,50$;
 - Para outras fuselagens $k_f = 1,00$;
 - Para flutuadores $k_f = 3,00$;
 - Para canópias feitas numa peça $k_f = 1,00$;
 - Para canópias feitas em duas peças com pábrisas suave $k_f = 1,40$;
 - Para canópias com pábrisas plano $k_f = 3,00$.

Arrasto parasita (6)

- Factor de forma (cont.):
 - Nacela e carga externa com formas suaves:
 - $FF = (1 + 0,35/f)$ com $f = l/d = 1/[(4/\pi)A_{\max}]^{0,5}$;
 - Separador de camada limite:
 - $FF = 1 + (d/l)$ para dois lados;
 - $FF = 1 + (2d/l)$ para um lado.



Arrasto parasita (7)

- Factor de interferência:
 - O arrasto parasita é aumentado devido à interferência mútua entre componentes:

Componente	Q
Nacela ou carga externa montada na fuselagem ou asa	1,50
Nacela ou carga externa montada a menos de um diâmetro de distância	1,30
Nacela ou carga externa montada a mais de um diâmetro de distância	1,00 a 1,30
Míssil montado na ponta da asa	1,25
Asa alta, asa média ou asa baixa com junção cuidada	1,00
Asa baixa sem junção ou com junção pouco cuidada	1,10 a 1,40
Fuselagem	1,00
Separador de camada limite	1,00
Empenagem em V	1,03
Empenagem convencional	1,04 a 1,05
Empenagem em H	1,08

Arrasto parasita (8)

- Coeficiente de arrasto dos flapes:
 - $\Delta C_{D0flap} = F_{flap}(c_f/c)(S_{flapped}/S)(\delta_{flap}-10);$
 - δ_{flap} é o ângulo de deflexão do flape [graus];
 - $\delta_{flap} = 20$ a 40 graus na descolagem;
 - $\delta_{flap} = 60$ a 70 graus na aterragem;
 - $F_{flap} = 0,0144$ para flapes simples;
 - $F_{flap} = 0,0074$ para flapes de fenda.
- Coeficiente de arrasto de travões aerodinâmicos:
 - $\Delta C_{D0brake} = F_{brake}(S_{brake}/S);$
 - $F_{brake} = 1,0$ para travões aerodinâmicos montados da fuselagem;
 - $F_{brake} = 1,6$ para travões aerodinâmicos montados na asa a $0,6/c$.

Arrasto parasita (9)

- Coeficiente de arrasto do trem de aterragem:
 - $\Delta C_{D0gear} = F_{gear}[(D/q)/A_{frontal}](A_{frontal}/S);$
 - $F_{gear} = 1,20$ para trem fixo;
 - $F_{gear} = 1,27$ para trem retráctil.

Componente	$(D/q)/A_{frontal}$
Roda e pneu	0,25
Segunda roda e pneu em tandem	0,15
Roda e pneu carenados	0,18
Roda e pneu com carenagem	0,13
Montante ou perna aerodinâmica $1/6 < t/c < 1/3$	0,05
Montante, perna redonda e arame	0,30
Perna achatada de lâmina	1,40
Garfo, fixação irregular, etc.	1,00 a 1,40

Arrasto parasita (10)

- Coeficiente de arrasto devido ao ângulo de fuga da fuselagem:
 - Muitos aviões de transporte possuem ângulos pronunciados na traseira da fuselagem;
 - Neste caso pode considerar-se um aumento do C_{D0} dado por:
 - $\Delta C_{D0u} = 3,83u^{2,5}(A_{\max}/S)$;
 - u é o ângulo da fuselagem [rad];
 - $A_{\max}$ é a área da secção transversal máxima da fuselagem.
- Coeficiente de arrasto devido à base da fuselagem:
 - $\Delta C_{D0base(subsónico)} = [0,139+0,419(M-0,161)^2](A_{base}/S)$;
 - $\Delta C_{D0base(supersónico)} = [0,064+0,042(M-3,84)^2](A_{base}/S)$;
 - A_{base} é a área de base da fuselagem.

Arrasto parasita (11)

- Coeficiente de arrasto devido à canópia:
 - Para canópias diferentes das usadas em aviões de combate tem-se:
 - $\Delta C_{D0canopy} = [(D/q)/A_{frontal}](A_{frontal}/S)$;

Tipo de canópia	$(D/q)/A_{frontal}$
Párabrisas com arestas suaves	0,07
Párabrisas com arestas pronunciadas	0,15
Canópia aberta	0,50

- Coeficiente de arrasto devido a estes componentes:
 - $C_{Dmisc} = \Delta C_{D0flap} + \Delta C_{D0brake} + \Delta C_{D0gear} + \Delta C_{D0u} + \Delta C_{D0base} + \Delta C_{D0canopy}$.

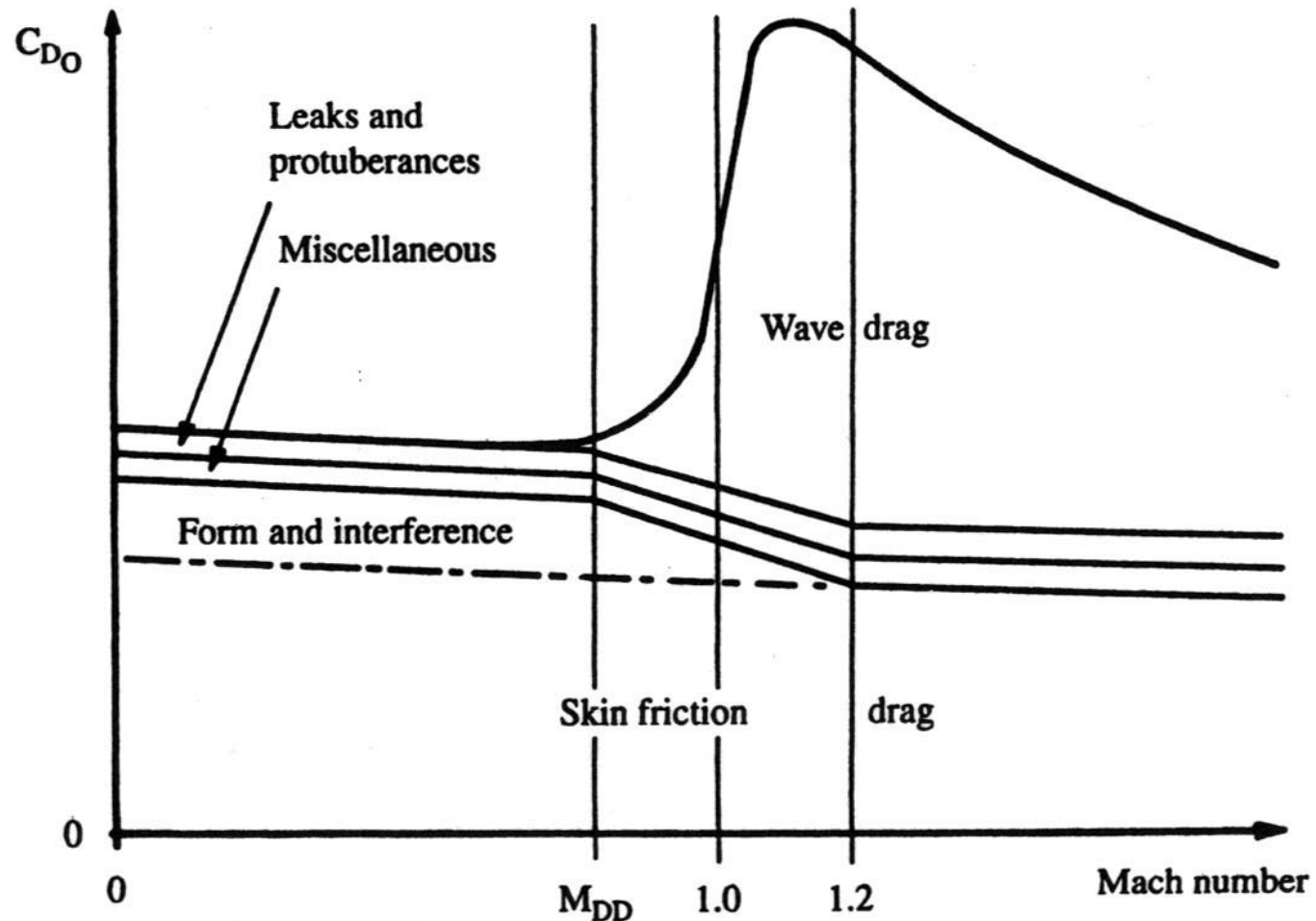
Arrasto parasita (12)

- Coeficiente de arrasto devido a fugas e protuberâncias:
 - Fugas de ar para dentro e fora da aeronave provocam um aumento do arrasto;
 - As protuberâncias incluem antenas, luzes, arestas de portas e janelas, ventiladores de combustível, guinhóis de controlo exteriores, carenagens de actuadores, rebites ou parafusos salientes, uniões de painéis imperfeitas, etc.;
 - $C_{DL\&P} = F_{L\&P} C_{D0}$;

Tipo de aeronave	$F_{L\&P}$
Transportes e bombardeiros a jacto	1,02 a 1,05
Aviões a hélice	1,05 a 1,10
Aviões de combate actuais	1,10 a 1,15
Aviões de combate novos	1,05 a 1,10

Arrasto parasita (13)

- Arrasto parasita total:



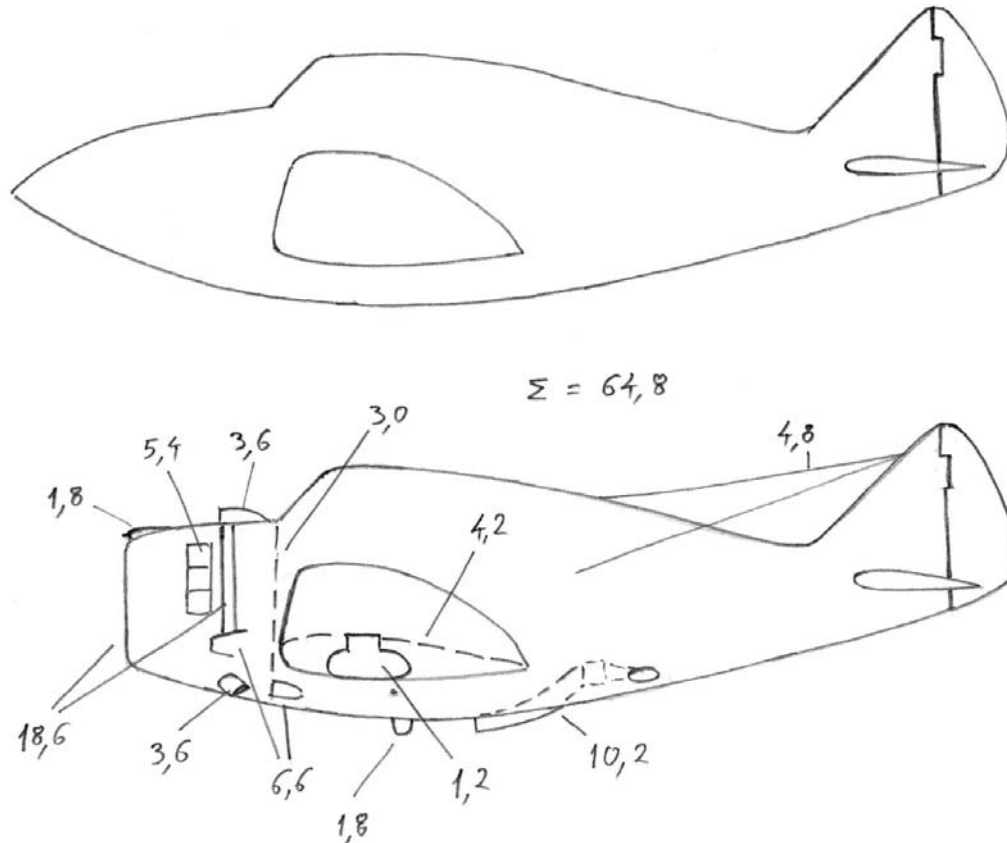
Arrasto parasita (14)

- Arrasto parasita total (cont.):
 - Coeficiente de arrasto parasita do Gates Learjet Model 25:

Componente	C_{D0} (baseado em S)	% total
Asa	0,0053	23,45
Fuselagem	0,0063	27,88
Tanques da ponta da asa	0,0022	9,73
Nacelas dos motores	0,0012	5,31
Cabides dos motores	0,0003	1,33
EH	0,0016	7,08
EV	0,0011	4,86
Interferência	0,0031	13,72
Rugosidades e frinchas	0,0015	6,64
Total	0,0226	100,00

Arrasto parasita (15)

- Arrasto parasita total (cont.):
 - Incremento de arrasto em percentagem do arrasto do avião original:



Arrasto induzido (1)

- Factor de Oswald:
 - O factor de arrasto induzido K é dado por:
 - $K = 1/(\pi A e)$;
 - O factor de Oswald é aproximado por:
 - $e = 1,78(1-0,045A^{0,68})-0,64$ para asas sem enflechamento e $M < 1$;
 - $e = 4,61(1-0,045A^{0,68})(\cos\Lambda_{LE})^{0,15}-3,1$ para $\Lambda_{LE} > 30^\circ$ e $M < 1$;
 - $e = (M^2-1)/[4(M^2-1-2)^{0,5}](\cos\Lambda_{LE})$ para $M > 1$;
- Coeficiente de arrasto induzido:
 - $C_{Di} = KC_L^2$.

Arrasto induzido (2)

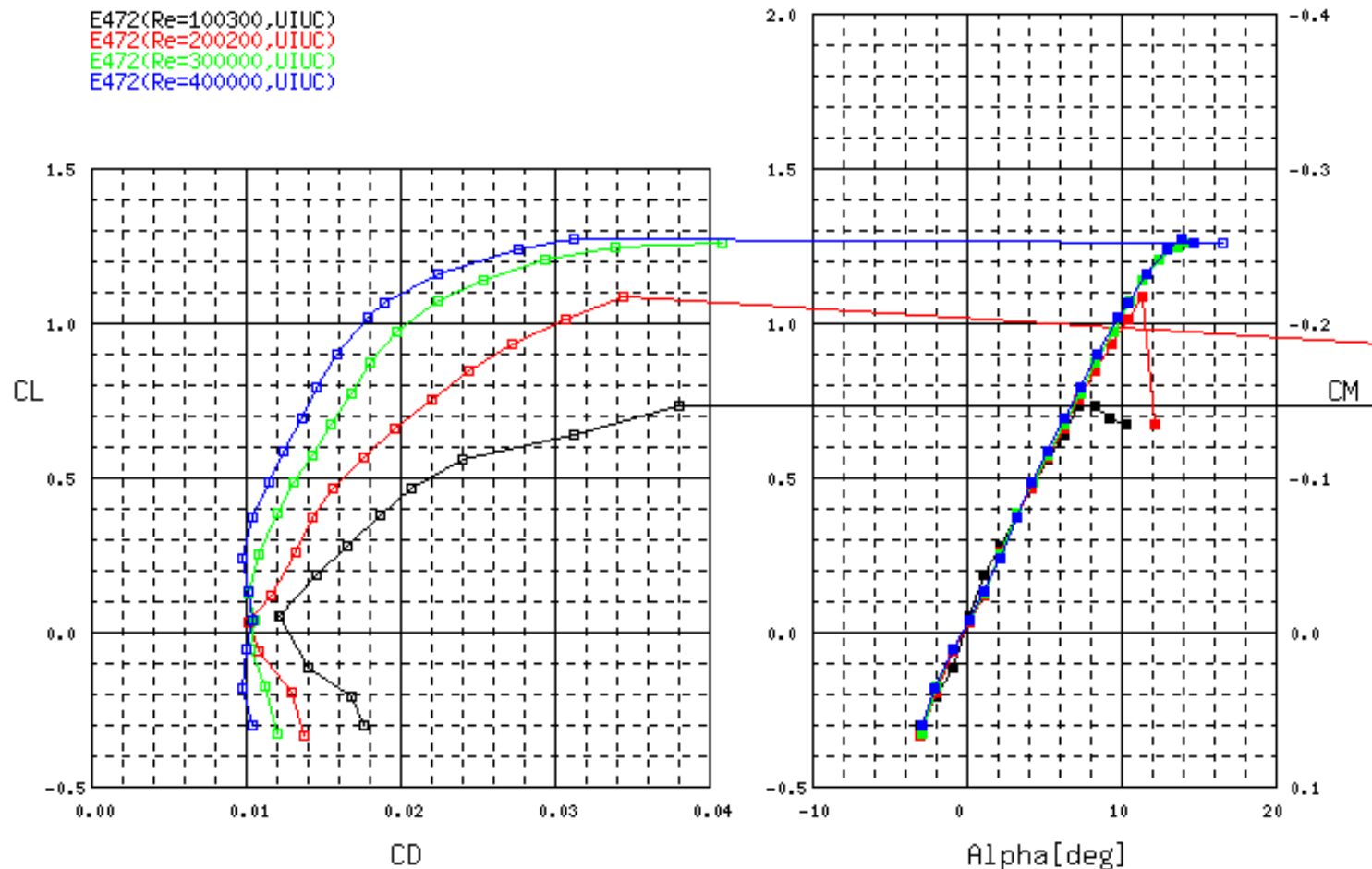
- Arrasto de balanceamento:
 - O arrasto de balanceamento resulta da força necessária na empenagem para equilibrar o avião;
 - Numa empenagem horizontal esta força é, normalmente, negativa, o que implica uma sustentação maior na asa para se manter o C_L total constante;
 - Estas duas forças de sustentação vão aumentar o arrasto induzido;
 - O coeficiente de arrasto induzido com o avião equilibrado é:
 - $C_{D_{\text{Ditrimmed}}} = K[a(\alpha_w - \alpha_{0w})]^2 + \eta_H(S_H/S)K_H C_{LH}^2$;

Arrasto induzido (3)

- Efeito dos flapes:
 - Os flapes modificam a distribuição de sustentação:
 - $\Delta C_{Di} = K_f^2 (\Delta C_{Lflap})^2 \cos \Lambda_{c/4}$;
 - $K_f = 0,14$ para flapes em toda a envergadura;
 - $K_f = 0,28$ para flapes em meia envergadura;
- Efeito de solo:
 - Quando a asa está próxima do solo o arrasto induzido reduz devido à redução do “downwash”:
 - $K_{effective}/K = 33(h/b)^{1,5}/[1 + 33(h/b)^{1,5}]$;
 - h é a distância da asa acima do solo.

C_D da asa/empenagem usando dados do perfil (1)

- Dados do perfil:



C_D da asa/empenagem usando dados do perfil (2)

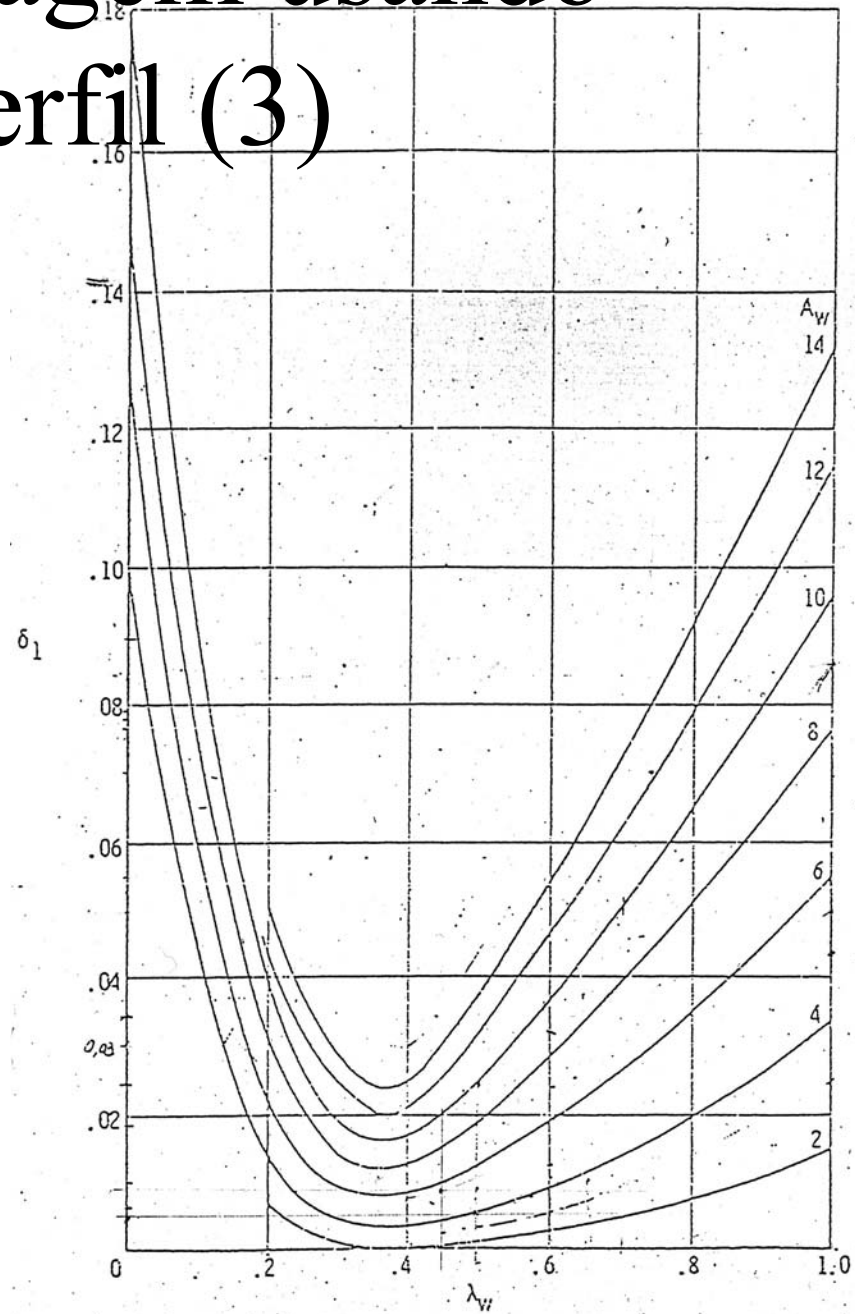
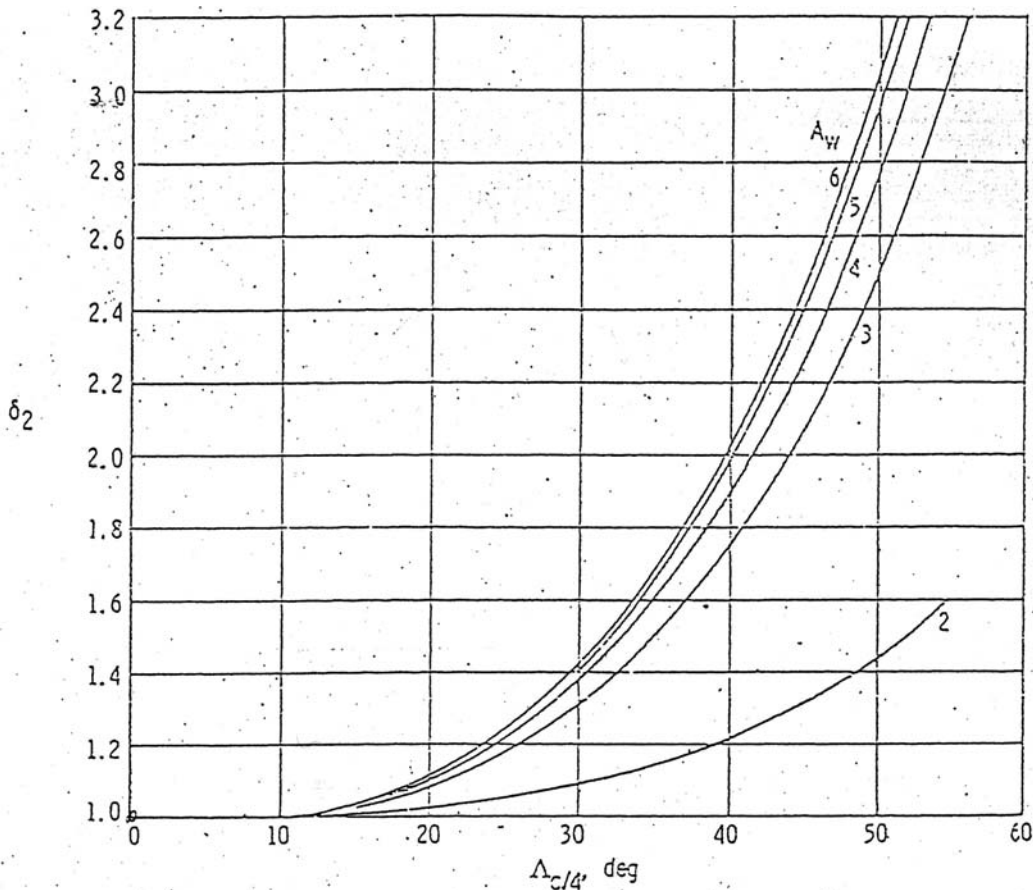
- Construir a tabela com os dados do perfil:

	α_1	...	α_2
α_{perfil} [graus] C_l C_d $C_L = C_l$ C_L^2 $C_L/(\pi A)(1+\tau)$ com $\tau = f(A, \lambda)$ [rad] $C_L^2/(\pi A)(1+\delta_1\delta_2)$ com $\delta_1 = f(A, \lambda)$ e $\delta_2 = f(A, \Lambda_{c/4})$ $\alpha_i = (180/\pi)C_L/(\pi A)(1+\tau)$ [graus] $\alpha = \alpha_{\text{perfil}} + \alpha_i$ [graus] $C_{Di} = C_L^2/(\pi A)(1+\delta_1\delta_2)$ $C_D = C_d + C_{Di}$			

Construir o gráfico C_D vs C_L
 Obter a polar: $C_D = C_{D0} + KC_L^2$ ou $C_D = C_{D0} + K_1 C_L + KC_L^2$

C_D da asa/empenagem usando dados do perfil (3)

- Determinação de δ_1 e δ_2 :



Arrasto total (1)

- Arrasto da aeronave Sagres:

Componente	Cruzeiro		Subida	
	C_D	%	C_D	%
Asa	0,0106	44,9	0,0164	57,7
Fuselagem	0,0053	22,5	0,0051	18,0
EH	0,0021	8,9	0,0013	4,6
EV	0,0004	1,7	0,0004	1,4
Entrada de ar	0,0013	5,5	0,0013	4,6
Interferência	0,0023	9,7	0,0023	8,1
Rugosidades e frinchas	0,0016	6,8	0,0016	5,6
Total	0,0236	100,0	0,0284	100,0
Trem carenado	0,0020	8,5	0,0020	7,0
Total	0,0256	108,5	0,0304	107,0
Trem não carenado	0,0048	20,3	0,0048	16,9
Total	0,0284	120,3	0,0332	116,9

Arrasto total (2)

- Arrasto da aeronave Sagres (cont.):
 - Efeito do arrasto do trem na velocidade de cruzeiro:
 - Sabendo que a potência no cruzeiro é $P = 0,5\rho V^3 SC_D$ e pondo $P = \text{const}$, então:
 - $V^3 \propto 1/C_D$ ou $V_2/V_1 = (C_{D1}/C_{D2})^{1/3}$;
 - Um aumento de 8,5 % no C_D resulta em:
 - $V_2/V_1 = (100,0/108,5)^{1/3} = 0,973$;
 - Redução de 2,7 % na velocidade ($V_1 = 200 \text{ km/h}$ e $V_2 = 195 \text{ km/h}$);
 - Um aumento de 20,3 % no C_D resulta em:
 - $V_2/V_1 = (100,0/120,3)^{1/3} = 0,940$;
 - Redução de 6,0 % na velocidade ($V_1 = 200 \text{ km/h}$ e $V_2 = 188 \text{ km/h}$);
 - Para realizar um voo de 500 km demora-se mais 10 min;
 - Para um consumo médio de 15 l/h resulta em cerca de mais 2,5 l de combustível (aproximadamente 2,5 €).