

Aerodinâmica – Curso TN1



1901 – Os irmãos Wright com um modelo do seu planador em Kitty Hawk, EUA.

Aerodinâmica – Curso Técnico Nível 1

Índice

1. Introdução e objectivo	pág. 2
2. Aerodinâmica: definições	pág. 3
3. O perfil alar, ângulo de ataque e de incidência	pág. 5
4. Resistência aerodinâmica, sustentação e momento aerodinâmico, número de Reynolds	pág. 8
5. Polares de um perfil, perda aerodinâmica	pág. 14
6. Sustentação: Bernoulli e Newton	pág. 19
7. Forças em equilíbrio no voo estabilizado	pág. 23
8. Carga alar, factor de carga e perda acelerada	pág. 25
9. Resistência aerodinâmica e alongamento alar	pág. 28
10. Controle e estabilidade longitudinal, direcional e lateral	pág. 31
11. Bibliografia e referências	pág. 39

1. Introdução e objectivo:

Como aeromodelistas todos voamos, estejamos cientes ou não, os nossos modelos de acordo com as leis da Física e em especial com as leis da Aerodinâmica: aviões, helicópteros, planadores ou multicópteros, todos usam asas fixas ou rotativas e todos necessitam de meios de controle e estabilidade para serem pilotáveis.

O objectivo desta publicação é dar aos aeromodelistas que integram o Curso de Técnicos Nível 1 da Federação Portuguesa de Aerodelismo (FPAm) uma base dos fundamentos teóricos da Aerodinâmica; vários conceitos foram simplificados e evitou-se sempre que possível o formulário matemático em prol da compreensão por todos, estou consciente que esta abordagem é incompleta e insuficiente nalguns aspectos mas tentei manter-me dentro dos limites do modesto objectivo da publicação.

A utilização desta publicação por terceiros para outros fins que não os do Curso TN1 da FPAm carece da autorização explícita do autor e da FPAm.

Maia, Março de 2021.

Rui M. Pestana da Silva

“É possível voar sem motores mas não é possível voar sem conhecimento teórico e sem perícia.”

Wilbur Wright (1867-1912), pioneiro da aeronáutica e da aerodinâmica.

2. Aerodinâmica: definições

Aerodinâmica: ramo da Mecânica dos Flúidos que estuda o comportamento do ar em movimento, em particular quando este movimento é afectado por um objecto sólido.

O estudo da Aerodinâmica envolve não só aeronaves mas também todo o tipo de objectos que se movem através do ar (automóveis, bolas de futebol,...) ou aqueles em que o ar se move em redor ou através deles (edifícios, pontes, tubagens de ventilação,...); isto leva à definição seguinte:

Fluxo aerodinâmico: o ar em movimento relativo tem determinadas propriedades tais como densidade, velocidade, pressão e temperatura; o estudo do fluxo aerodinâmico é o estudo de como estas propriedades variam e que forças ou momentos provocam em contacto com um objecto sólido.

Note-se que para o estudo do fluxo aerodinâmico **é indiferente se é o ar ou o objecto que estão em movimento**, o que interessa é haver **movimento relativo ar/objecto** e por isso é que grande parte do estudo experimental em Aerodinâmica é feito em túnel de vento (objecto imóvel com ar forçado a circular através de uma conduta), dado ser muito mais fácil controlar as condições (velocidade do ar,...), efectuar medições e visualizar fluxos (normalmente recorrendo a fumo) em condições estáticas do objecto.

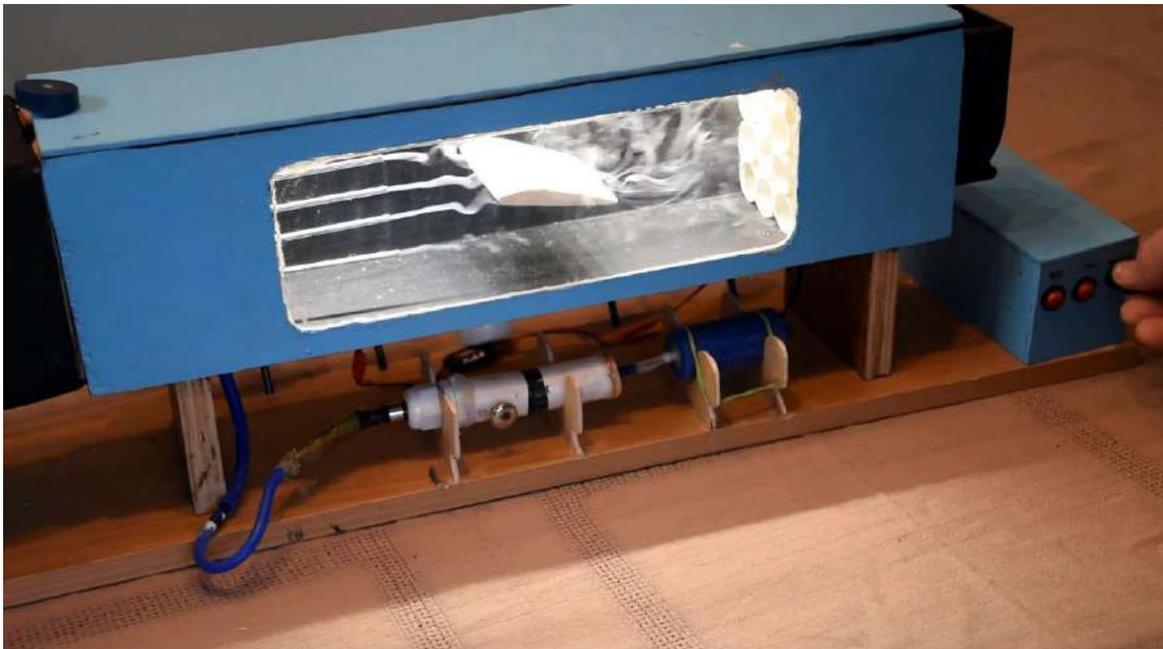


Figura 1: túnel aerodinâmico de pequena dimensão para estudo de perfis alares a baixa velocidade.



Figura 2: o maior túnel aerodinâmico da actualidade com uma secção de 24,3m x 36,5m é o NASA Ames Research Center nos EUA, aqui utilizado para estudos de redução do ruído do rotor de um helicóptero.

Densidade (ρ): o ar é uma mistura de gases e tem um determinado peso por unidade de volume, a densidade é representada pela letra grega ró (ρ) e expressa em kg/m^3 , a densidade do ar varia com a pressão atmosférica, temperatura, humidade e diminui com a altitude; ao nível do mar, com pressão atmosférica de 1013 hPa (hectopascal) e a 15°C a densidade do ar é de $1,225 \text{ kg/m}^3$.

Velocidade (V): a velocidade de um fluxo é expressa em metros por segundo (m/s).

Pressão (P): a pressão é a força exercida por unidade de superfície, normalmente expressa em kg/m^2 ou pascal (Pa) que corresponde a um newton (N) por metro quadrado (N/m^2).

3. O perfil alar, ângulo de ataque e de incidência

Como aeromodelistas a parte que mais nos interessa na Aerodinâmica é a relacionada com o estudo dos perfis alares, usados em asas, hélices, rotores entre outros elementos dos aeromodelos; começamos com a definição das características físicas de um perfil alar conforme a **Figura 3**:

Extradorso: parte superior do perfil alar.

Intradorso: parte inferior do perfil alar.

Bordo de ataque: parte da frente do perfil alar.

Bordo de fuga: parte de trás do perfil alar.

Corda: comprimento do perfil alar.

Linha da corda: linha que une o bordo de ataque ao bordo de fuga.

Espessura: altura do perfil para cada ponto ao longo da corda.

Espessura máxima: altura máxima do perfil.

Linha média de curvatura: linha equidistante do extra e intradorso.



Figura 3: o perfil alar

Para caracterizar perfis é comum usar valores relativos (em percentagem), assim supondo que este perfil tem de corda 100, de espessura máxima 12,9 e curvatura máxima 1,56 então dividindo a espessura e curvaturas máximas pela corda e multiplicando por cem dizemos que a sua **espessura relativa máxima** é de 12,9% e a sua **curvatura relativa máxima** é de 1,56%, normalmente abrevia-se e dizemos apenas que este perfil tem de espessura relativa 12,9 e de curvatura relativa 1,56.

Espessura relativa (%) = (espessura máxima / corda) x 100

Curvatura relativa (%) = (curvatura máxima / corda) x 100

Note-se que neste perfil particular o ponto ao longo da corda onde a espessura é máxima e a curvatura é máxima não coincidem.

Na **Figura 4** temos três exemplos de perfis utilizados em planadores rc:

Nome	Espessura	Curvatura	Utilização típica
HQ 3,5-12	12%	3,5%	Planadores escala
SD7037	9,2%	3,0%	Planadores de duração térmica (F3J)
RG15	8,9%	1,8%	Planadores multitarefa FAI (F3B/F3F)

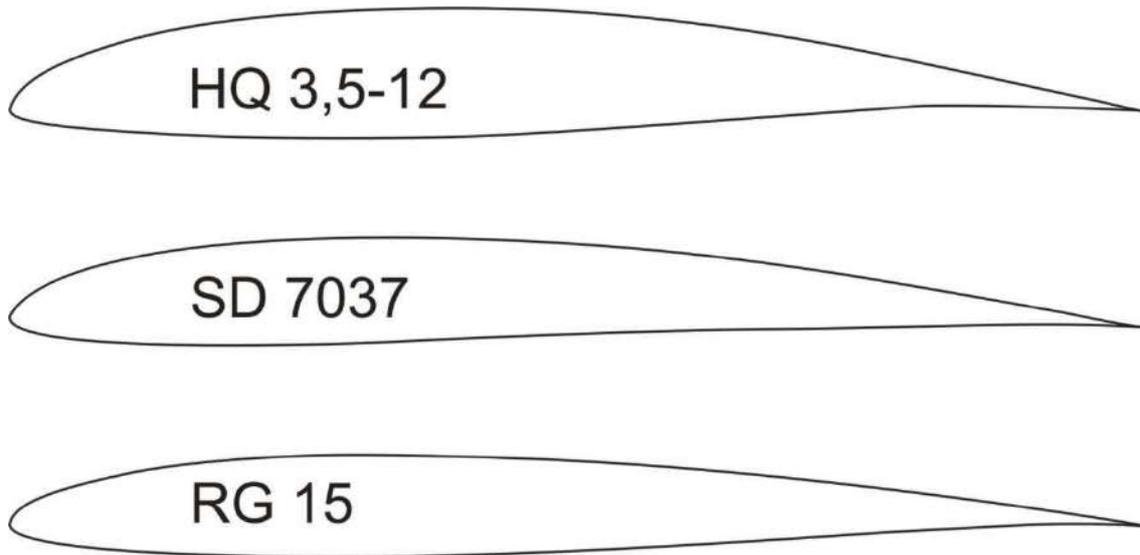


Figura 4: três perfis utilizados em planadores r/c

Além dos exemplos acima, que podemos chamar de perfis “normais”, podemos ver na **Figura 5** dois exemplos de perfis “especiais”, um **perfil simétrico** e um **perfil reflexo**:

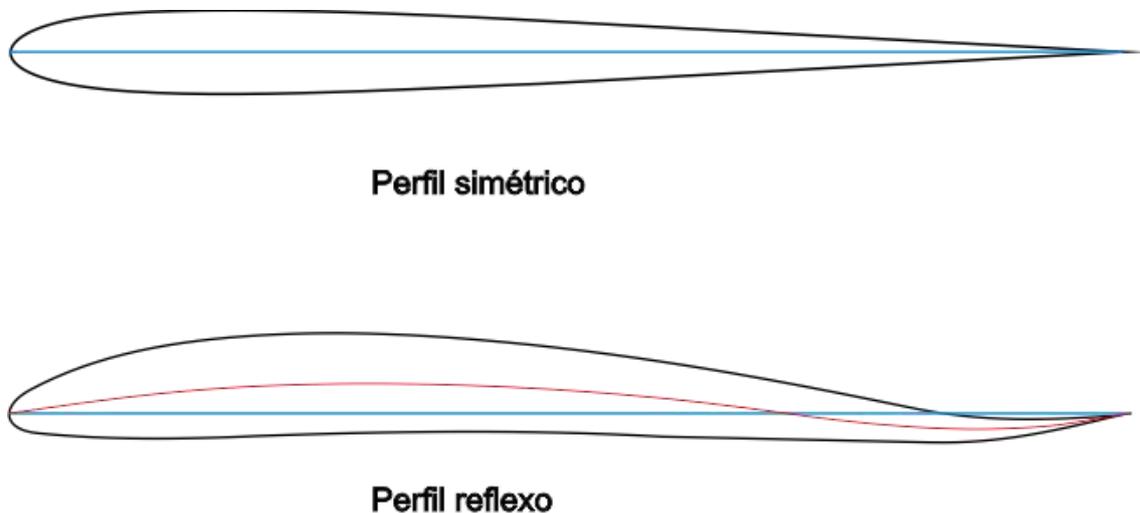


Figura 5

O que temos de invulgar em relação a um perfil “normal”? No perfil simétrico não temos curvatura, a sua corda coincide com a linha média de curvatura; no perfil reflexo a linha média de curvatura próximo do bordo de fuga passa baixo da corda do perfil.

Finalmente podemos definir para um perfil dois ângulos: o ângulo de ataque α (alfa) e o ângulo de incidência i , conforme a **Figura 6**:

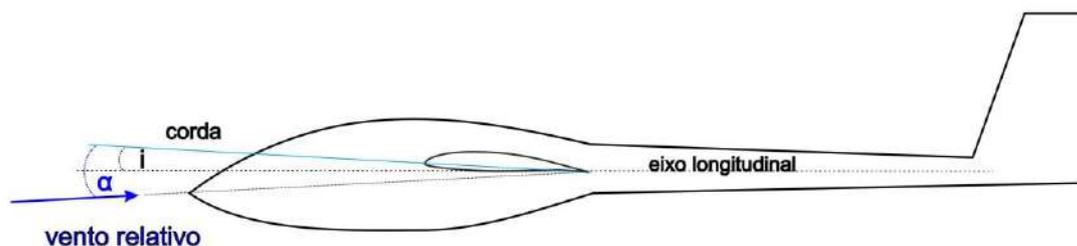


Figura 6: ângulo de ataque e de incidência

Ângulo de incidência (i): é o ângulo formado pela corda do perfil com o eixo longitudinal da aeronave.

Ângulo de ataque (α): é o ângulo formado pela corda do perfil com o vento relativo (vector do movimento relativo do objecto/fluxo aerodinâmico).

Conforme podemos verificar, o ângulo de incidência é um ângulo **fixo** definido pela geometria da aeronave na sua construção, o ângulo de ataque é um ângulo **variável** conforme a atitude e a trajectória da aeronave; na **Figura 7** visualiza-se com fumos o ângulo de ataque extremo (cerca de 90°) que um caça Mikoyan MiG-29 é capaz de alcançar por breves instantes!



Figura 7: Mikoyan MiG-29

4. Resistência aerodinâmica, sustentação e momento aerodinâmico, número de Reynolds

Vejamos agora o que se passa quando sujeitamos uma secção de asa a um fluxo de ar a determinada velocidade, exemplificado num túnel aerodinâmico na **Figura 8**:



Figura 8: perfil alar em túnel de vento

O que se verificou é que sobre uma asa com um determinado perfil alar e a determinada velocidade se exercem duas forças, a sustentação **L** (L de “lift” em Inglês) e a resistência aerodinâmica **D** (D de “drag”) e um momento **Ma** conforme a **Figura 9**:

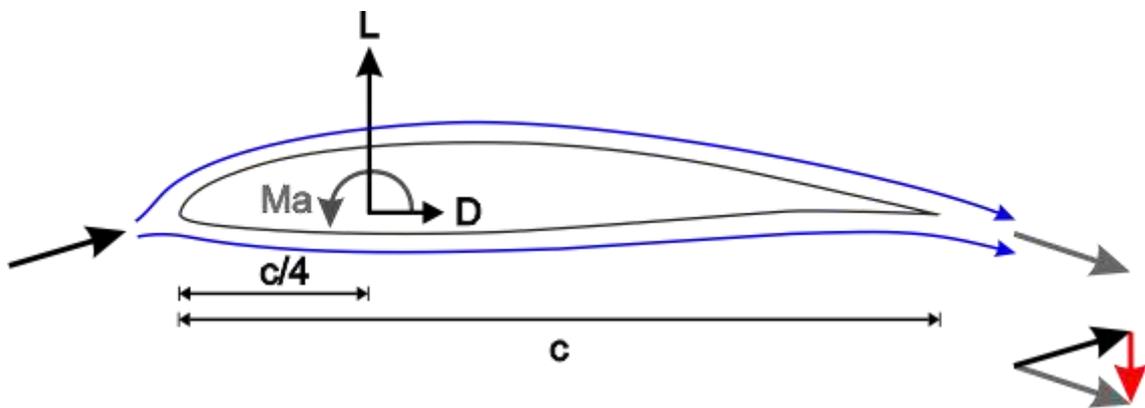


Figura 9: forças e momento aplicados numa secção de asa

O ponto onde se aplicam estas duas forças e o momento, situado aproximadamente a 25% da corda, designa-se como centro aerodinâmico da asa Ac.

Vamos explicar a causa destas forças e momentos, começando por aquela que é mais intuitiva:

Resistência aerodinâmica: força oposta ao movimento relativo de um objecto sólido oferecida pelo fluido (o ar) em que está imerso, provocada pela fricção entre as paredes do sólido e o ar; depende da densidade do ar, velocidade, superfície frontal e forma do objecto.

Dito doutro modo, se o objecto tem de afastar as moléculas de ar no seu movimento, exercendo uma força sobre elas para vencer o atrito então pela 3ª Lei de Newton (a cada ação corresponde sempre uma reação oposta e de igual intensidade) **D é a reação do ar sobre o objecto e com sentido oposto ao deslocamento do mesmo.**

Experimentalmente determinou-se que D é proporcional à densidade do fluido, à velocidade do deslocamento, à sua superfície frontal e à sua forma; na **Figura 10** podemos comparar como a forma influencia o **coeficiente de resistência aerodinâmica C_D** , este **coeficiente** (como todos os coeficientes que iremos abordar de seguida) **é apenas um número sem dimensão** (unidade de medida) **que permite comparar valores.**

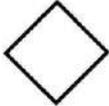
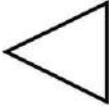
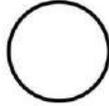
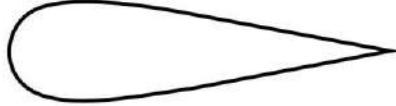
Forma		C_D
Cubo		1,05
Cubo rodado 45°		0,80
Cone		0,50
Esfera		0,47
Corpo fuselado		0,04

Figura 10: C_D obtidos por medição de vários objectos

Note-se a redução drástica de C_D do corpo fuselado (forma “gota de água”), é inferior a 10% do C_D da esfera!

Sustentação: a explicação mais usada para a força sustentação é a dada pela equação de Bernoulli, veja-se a **Figura 11** abaixo:

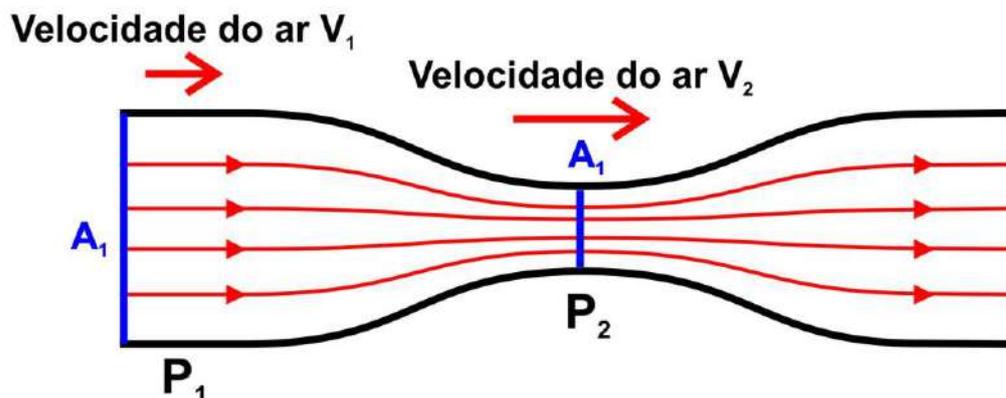


Figura 11: escoamento numa conduta horizontal

Considerando uma conduta horizontal com um estrangulamento, a secção A_1 é maior que a secção A_2 , então verifica-se que o ar acelera no ponto de estrangulamento, V_2 é maior que V_1 e que **a pressão P_2 é inferior à pressão P_1** .

A equação de Bernoulli (simplificada) quantifica esta observação:

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

Qual é a implicação disto para a força sustentação? Se considerarmos apenas a metade inferior da conduta e em vez da “lomba” a substituímos pelo extradorso de um perfil alar vamos também ter um estrangulamento e um aumento da velocidade do ar, ora sendo a pressão inferior vai haver uma força de “sucção” do perfil alar para cima, o que chamamos “sustentação”.

Na realidade o fenómeno é mais complexo, examinando as **Figuras 12 e 13** com respectivamente a representação do fluxo e da distribuição de pressões num perfil alar:

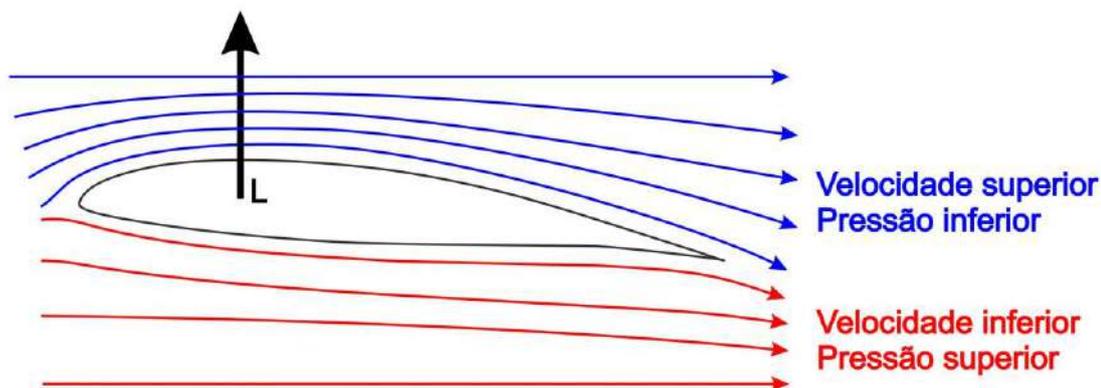


Figura 12: fluxo aerodinâmico num perfil alar

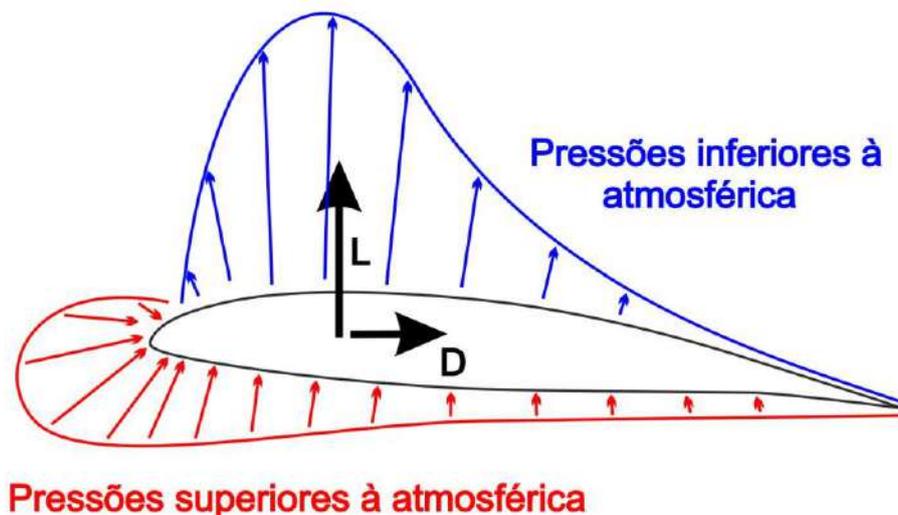


Figura 13: distribuição de pressões num perfil alar

No extradorso a velocidade superior corresponde pressão inferior à atmosférica, a menor pressão ocorre aproximadamente na zona de maior espessura e curvatura do perfil alar, crescendo rapidamente para o bordo de fuga onde será quase igual à pressão atmosférica.

No intradorso dá-se uma diminuição da velocidade do fluxo no bordo de ataque, dado que o ar tem que ser desviado dá-se uma compressão nesta zona no sentido contrário ao do movimento relativo, um dos factores que provoca a resistência aerodinâmica, do mesmo modo o ar também é comprimido ao longo do intradorso, diminuindo a pressão até ao bordo de fuga.

Note-se que ao contrário do afirmado em vários textos, apenas falamos de velocidade do fluxo superior no extradorso e inferior no intradorso, **não há “obrigatoriedade” dos filetes de ar por cima e por baixo da secção de asa se encontrarem no bordo de fuga simultaneamente** e experimentalmente verifica-se que tal não acontece.

A sustentação deve-se à distribuição de pressões num perfil alar, explicitamente a soma da pressão inferior à atmosférica (sucção) no extradorso mais a pressão superior à atmosférica (compressão) no intradorso são as causadoras da força sustentação.

Note-se que é maior a diferença de pressão no extradorso (área a azul) do que no intradorso (área a vermelho), **a sustentação é provocada principalmente pelo fluxo aerodinâmico no extradorso.**

Momento aerodinâmico: um momento é uma grandeza que representa uma força aplicada a uma determinada distância de um centro rotacional, por exemplo quando abrimos uma porta estamos a aplicar força a determinada distância do centro de rotação da porta (a sua charneira), quanto mais longe da charneira aplicarmos força maior é o momento aplicado e mais fácil é abrir a porta.

Vendo novamente a **Figura 8** observa-se que o fluxo aerodinâmico é desviado para cima antes do perfil alar (“upwash” em Inglês) e para baixo depois do bordo de fuga (“downwash”), este facto está representado esquematicamente na **Figura 9** com os

vectores a preto (upwash) e cinzento (downwash), se fizermos graficamente a diferença entre estes dois vectores obtemos o vector a vermelho que representa uma força vertical aplicada no sentido de cima para baixo, **é esta força vertical aplicada a determinada distância da corda do perfil que chamamos de momento aerodinâmico M_a .**

Novamente visto de outro modo, se o perfil deflecte ar para baixo então pela 3ª Lei de Newton o ar deflecte o perfil em sentido oposto, donde termos um momento de rotação aplicado.

Um momento é sempre definido em relação a um ponto de aplicação, no caso do momento aerodinâmico determinou-se experimentalmente que a cerca de $\frac{1}{4}$ da corda M_a não varia com o ângulo de ataque, o já referido **centro aerodinâmico da asa, ponto onde se aplicam L, D e $M_{c/4}$** (normalmente abreviado apenas M_a mas convém ter sempre presente que este momento tem de braço de aplicação $\frac{3}{4}$ da corda).

Por convenção momentos no sentido anti-horário tem valores negativos, como é o caso de M_a ; o momento aerodinâmico é proporcional à densidade do ar, velocidade, **coeficiente de momento aerodinâmico C_M** (que depende da forma do perfil), área da asa e da sua corda.

Tendo apresentado a explicação física de L, D e M_a podemos agora quantificar estas grandezas; considerando uma asa com envergadura infinita com um perfil determinado para um dado ângulo de ataque os valores das forças e do momento é dado pelas seguintes equações:

Sustentação $L = C_L \times \frac{1}{2} \rho V^2 S$

Resistência aerodinâmica $D = C_D \times \frac{1}{2} \rho V^2 S$

Momento aerodinâmico a $\frac{1}{4}$ da corda $M_{c/4} = C_M \times \frac{1}{2} \rho V^2 S c$

Em que C_L , C_D e C_M são respectivamente os **coeficientes de sustentação, resistência aerodinâmica e momento aerodinâmico** do perfil; ρ (ró) é a densidade do ar (em kg/m^3), V é a velocidade do fluxo, S é a área alar e c a corda da asa.

Note-se que apenas estamos a considerar a asa e o seu perfil, não estamos a considerar a resistência induzida numa asa real (com envergadura finita), a resistência aerodinâmica da fuselagem ou a sustentação produzida por ela, etc, etc.

O que tiramos de importante destas equações?

- **Cada perfil tem em função da sua curvatura, espessura e linha média de curvatura determinados coeficientes que lhe são específicos para cada ângulo de ataque e que vão afectar os valores de sustentação, resist. e momento que produzem.**

- **A variável velocidade está elevada ao quadrado**, por exemplo se duplicarmos V vamos quadruplicar L, D e M_a mas se L, D, M_a se mantiverem constantes então C_L , C_D e C_M irão diminuir para $\frac{1}{4}$ do seu valor com a variação de V .

- As forças L e D **dependem da área alar S** e no caso do momento aerodinâmico **também da corda da asa c**, isto é intuitivo dado que um momento depende do seu braço, neste caso $\frac{3}{4}$ da corda e como tal será maior quanto maior for a corda.

- O momento aerod. é calculado para um ponto a $\frac{1}{4}$ da corda, para este ponto (a velocidades subsónicas) **C_M é praticamente constante** com a variação do ângulo ataque.

Um exemplo, se temos um modelo mais pesado então pelas equações acima podemos deduzir correctamente que para aumentar a sustentação L as opções são aumentar o C_L do perfil (perfil mais sustentador ou aumentar o ângulo de ataque), aumentar a velocidade de voo (o mais fácil, dado V estar ao quadrado) ou aumentar a área alar; naturalmente a resist. aerodinâmica aumentará também com estes factores.

Antes de estudarmos a polar de um perfil específico vamos referir o **número de Reynolds (Re)**: o ar no qual as nossas máquinas voadoras evoluem é uma mistura de gases e como tal comporta-se como um fluído, para podermos comparar perfis teremos de ter em conta a velocidade de escoamento deste fluido e a corda do perfil.

As moléculas da mistura de gases constituintes do ar atmosférico tem um tamanho fixo, naturalmente não é por voar um modelo escala 1:10 ou um avião real à escala 1:1 que estas moléculas se vão expandir ou contrair, o que se passa é que à medida que se estudam e comparam escoamentos para velocidades mais baixas e/ou cordas alares mais pequenas o ar comporta-se como um fluído “mais viscoso”. Assim, para pequenas cordas e baixas velocidades utilizadas nos modelos, as espessuras/curvaturas adequadas dos perfis são menores do que as usadas nas aeronaves reais (na ordem da metade a um terço da espessura).

O número de Reynolds serve para definir as condições físicas de velocidade e corda e poder comparar perfis diferentes em iguais circunstâncias.

A fórmula simplificada para o número de Reynolds ao nível do mar é: **$Re = 68459 V c$**

Em que V (velocidade) está em metros/segundo (m/s) e c (corda) está em metros, o valor de Re não tem unidade (adimensional).

Como exemplo, um modelo a voar a 31 km/h com corda média de 25 cm:

$Re = 31 \times (1000/3600) \times 0.25 \times 68459 = 147377$, arredondando dizemos **$Re = 150k$** (150 mil).

Alguns exemplos de Re para outras máquinas e criaturas voadoras:

Avião comercial a jacto em cruzeiro:	Re 14 000k
Aeronave ligeira em cruzeiro:	Re 1 000k
Asa delta:	Re 400k
Planador F3B na tarefa velocidade:	Re 400k
Planador F3B na tarefa duração:	Re 100k
Gaivota ou albatroz	Re 100k
Modelo “Indoor”	Re 10k
Borboleta	Re 7k

5. Polares de um perfil, perda aerodinâmica

Considerando sem variação a densidade do ar, a velocidade de voo e a área alar então como variam os coeficientes de sustentação e resistência aerodinâmica em função uns dos outros e do ângulo de ataque?

Para uma primeira aproximação à resposta a estas perguntas vamos considerar a **polar de um perfil**. O que é uma polar? Trata-se dum **gráfico que ilustra a variação de uma força, coeficiente ou momento em função doutra variável**, que pode ser o ângulo de ataque α ou o coeficiente de resist. aerodinâmica C_D , a determinado número de Reynolds.

Analisemos então o comportamento de um perfil utilizado em planadores de duração r/c , o AG41 (espessura 7,72%, curvatura 2,01%) da **Figura 14**.



Figura 14: o perfil AG41

Considerando uma corda média de 20 cm e uma velocidade de 31 km/h, feitas as contas temos $Re = 120260 \approx 120k$, usando um programa para PC (Profili 2), podemos **traçar então várias polares para o perfil AG41 a Re 120k**.

As primeiras polares na **Figura 15** são de C_l e C_d (coeficientes de sustentação e de resist. aerodinâmica do perfil) em função do ângulo de ataque, **$C_l(\alpha)$ e $C_d(\alpha)$** .

Verifica-se que C_l aumenta quase linearmente com α desde $\alpha = -5^\circ$ até $\alpha = 10^\circ$, onde se atinge valor máximo de $C_l = 1,15$, decrescendo desde esse valor de α .

O C_d começa a decrescer desde $\alpha = -5^\circ$ até $\alpha = -2^\circ$ onde atinge o seu valor mínimo de $C_d = 0,01$, começa a crescer e a partir de $\alpha = 7^\circ$ aumenta exponencialmente.

Ao ângulo de ataque onde **L começa a diminuir e D a aumentar muito rapidamente chamamos ângulo de ataque crítico**, é característico de cada perfil e **é independente da velocidade**.

O que acontece em termos aerodinâmicos ao se ultrapassar o ângulo de ataque crítico é a **perda**, o descolamento parcial ou total do fluxo do extradorso da asa como ilustrado na **Figura 16**.

Note-se que a $\alpha = 0^\circ$ C_l já é francamente positivo (0,3) e que para $C_l = 0$ ou seja o perfil não produzir sustentação o seu ângulo de ataque é negativo ($\alpha \approx -2^\circ$), este é também o valor de α para o qual C_d atinge o seu valor mínimo, faz sentido que quando o perfil não produz sustentação a sua resist. aerodinâmica seja mínima.

O valor de α para o qual o C_l de um perfil é zero chama-se ângulo de ataque aerodinâmico zero, α_{zL} , é um valor característico de cada perfil e é mais negativo quanto maior for a curvatura do perfil.

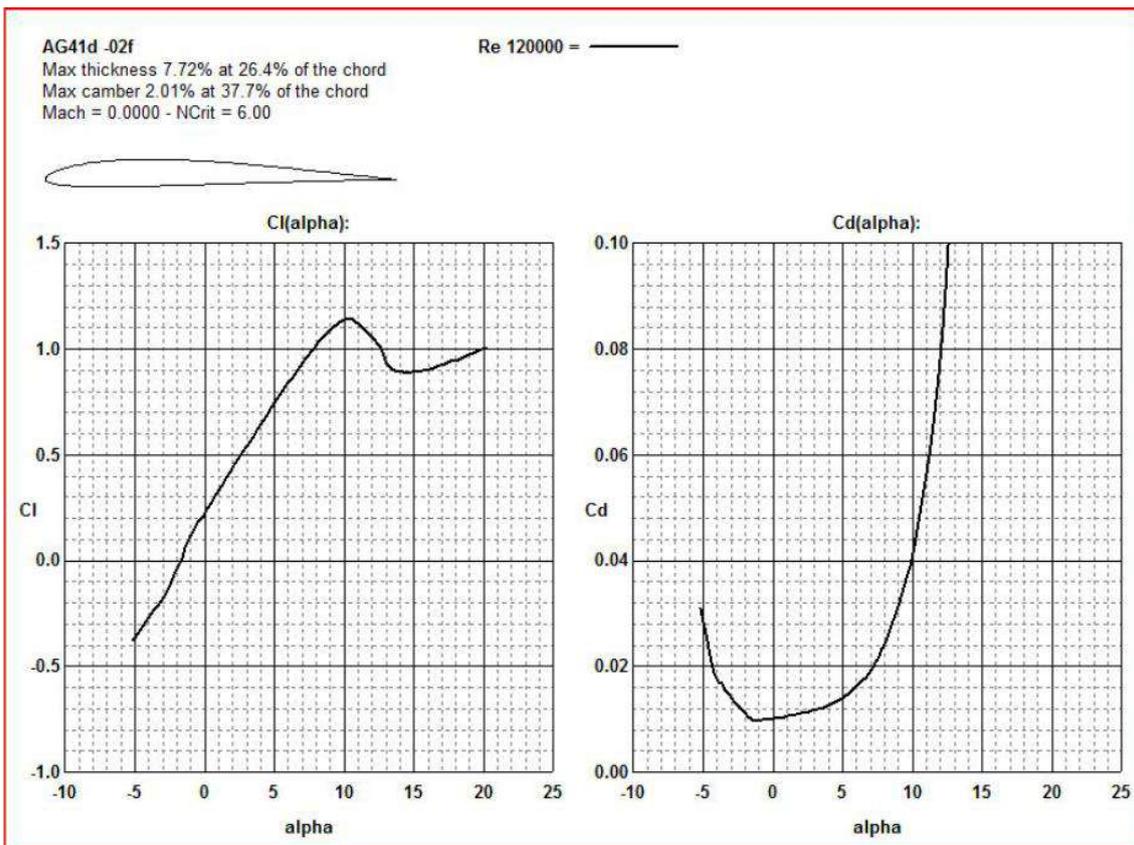


Figura 15: polares $C_l(\alpha)$ e $C_d(\alpha)$ do perfil AG41 a Re 120k

Visto o comportamento de C_l e C_d em função de α , qual é o maior rácio entre C_l e C_d ? Esta pergunta é importante porque este rácio indica-nos qual será o valor máximo C_l/C_d deste perfil para este Re em relação a sustentação produzida/resist. provocada, uma medida da “eficiência aerodinâmica” deste perfil.

Usando a **polar $C_l/C_d(\alpha)$** a Re 120k do AG41, à esquerda na **Figura 17**, **determinamos o maior valor de C_l/C_d** é de aproximadamente 53 a $\alpha = 5^\circ$, o que corresponde na polar $C_l(\alpha)$ a um C_l na ordem dos 0,75, maior α e maior C_l vão produzir aumento de C_d cada vez maiores

Note-se que este valor de melhor C_l/C_d é do perfil para uma asa de alongamento infinito, sem fuselagem, cauda, etc. Na realidade o melhor que se consegue para planadores r/c em termos de C_L / C_D não supera 30 e em planadores reais o melhor que se consegue na actualidade anda na ordem de aprox. 70.

Podemos comprovar que $C_l = 0,75$ é o melhor valor C_l/C_d para este perfil observando agora a **polar $C_l(C_d)$** da **Figura 18**, note-se que usualmente quando se refere a polar de um perfil é esta polar $C_l(C_d)$ que se considera normalmente mas qualquer uma das outras é também polar deste perfil: traçando uma linha recta da origem (0,0) e “encostando” à curva $C_l(C_d)$ igualmente obtemos o ponto de $C_l = 0,75$.

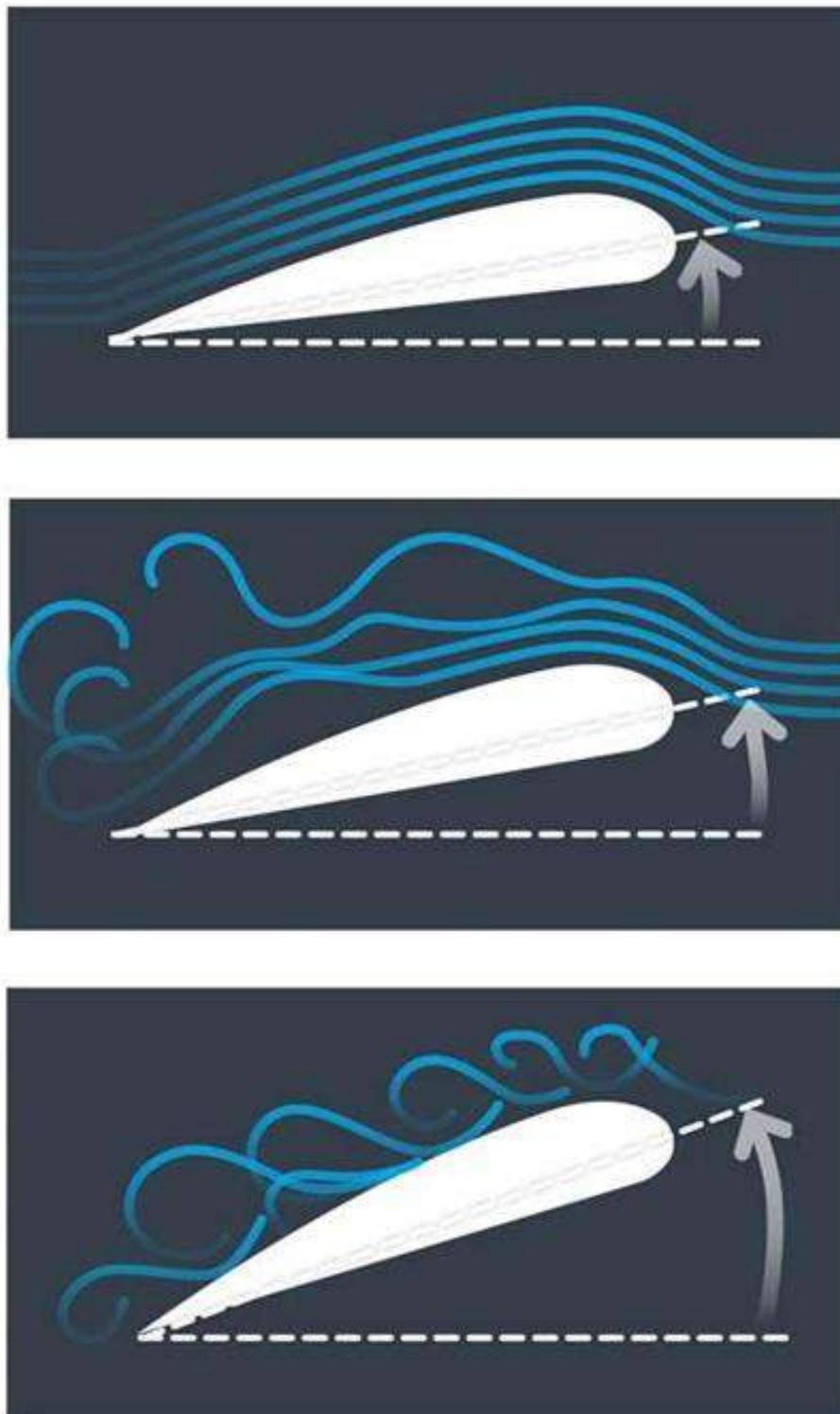


Figura 16: comportamento do fluido aerodinâmico no extradorso de um perfil abaixo de α crítico (acima), no α crítico (meio) e acima do α crítico (em baixo), com descolamento total.

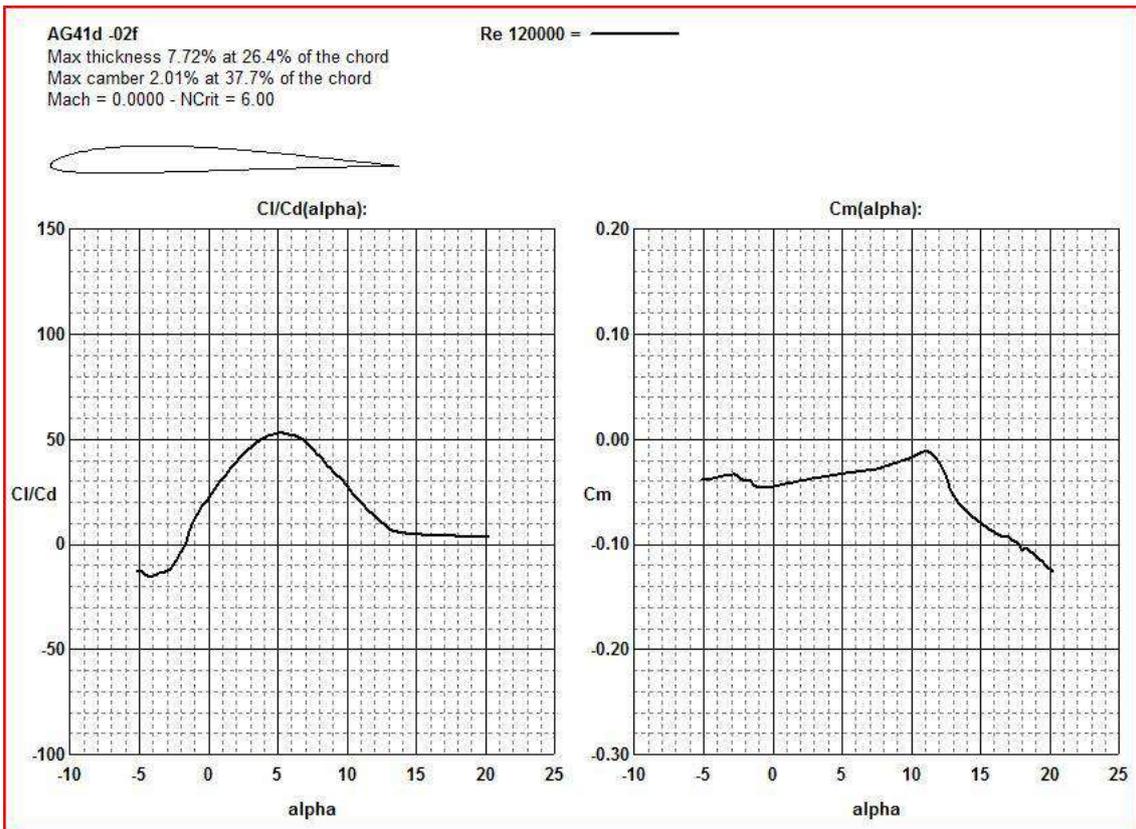


Figura 17: polares $C_l/C_d(\alpha)$ e $C_m(\alpha)$ do perfil AG41 a Re 120k

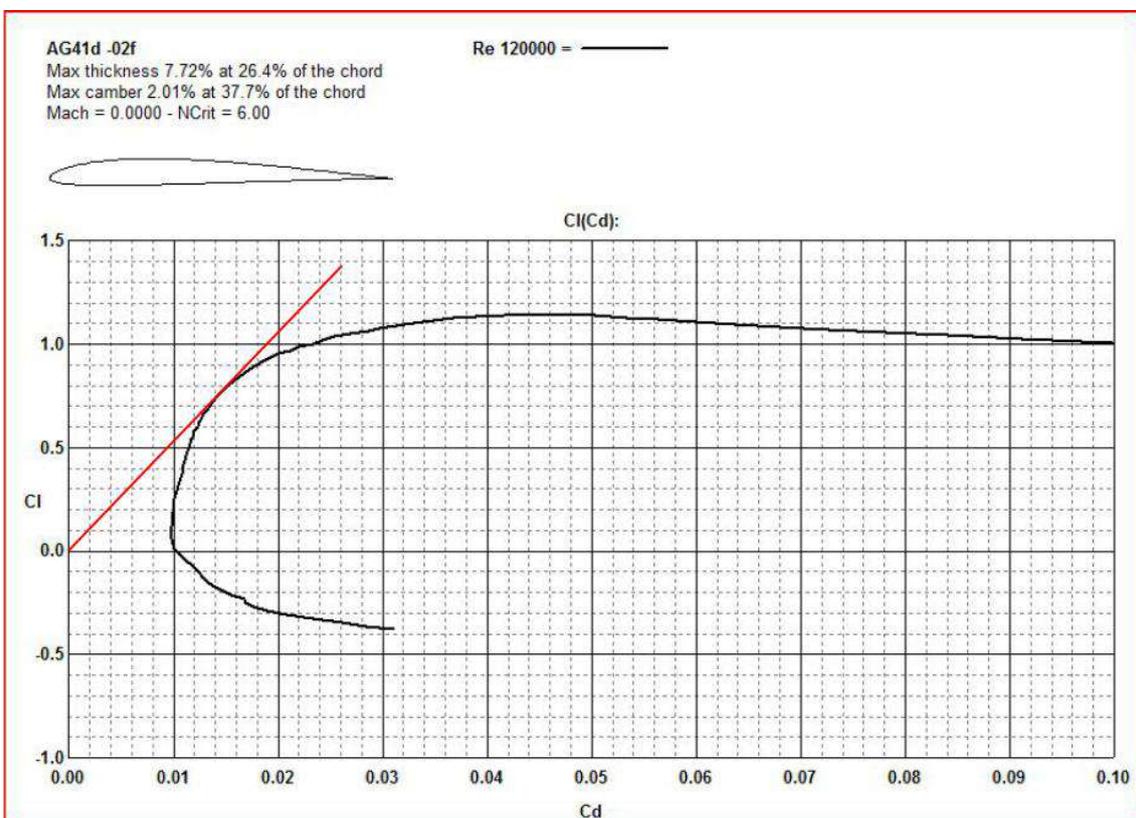


Figura 18: polar $C_l(C_d)$ do perfil AG41 a Re 120k

A razão porque a polar $C_l(C_d)$ é a mais utilizada é porque permite uma comparação fácil da “eficiência” de vários perfis por análise da respectiva curva, pretendemos que esta seja o mais à esquerda possível (C_d mais pequeno) e com um declive o mais perto da vertical possível no lado esquerdo de modo a que $C_l(C_d)$ seja o mais elevado possível.

Como nota final repare-se na polar $C_m(\alpha)$ (momento aerodinâmico em função de α) à direita na **Figura 17**: no intervalo “útil” de α , entre os -2° e os 10° , C_m mantém-se razoavelmente constante na ordem de $-0,03$, conforme referimos acima o valor negativo indica que o momento é no sentido anti-horário.



Figura 19: fotografia em túnel aerodinâmico de uma secção de asa em perda.

6. Sustentação: Bernoulli e Newton

É bastante curioso que 119 anos após os primeiros voos totalmente controlados do planador dos irmãos Wright ainda haja discussão acerca do que provoca a força sustentação, afinal é a base do voo dos “mais-pesados-que-o ar”, desde as aves e os morcegos até aos aviões, planadores, helicópteros e sem esquecer respectivos aeromodelos.

Repetindo a **Figura 9**, existem dois fenómenos físicos que somados provocam a **força L**:

- Pelo princípio de Bernoulli sabemos que a depressão no extradorso e em menor parte a compressão no intradorso irão provocar uma “sucção” da asa verticalmente para cima e

- Sabemos pela diferença de vectores do fluxo aerodinâmico antes do bordo de ataque e depois do bordo de fuga a massa de ar foi sujeita a uma aceleração verticalmente para baixo, ora pela 3ª Lei de Newton a esta força (massa x aceleração) corresponde uma força igual e de sentido oposto na secção de asa.

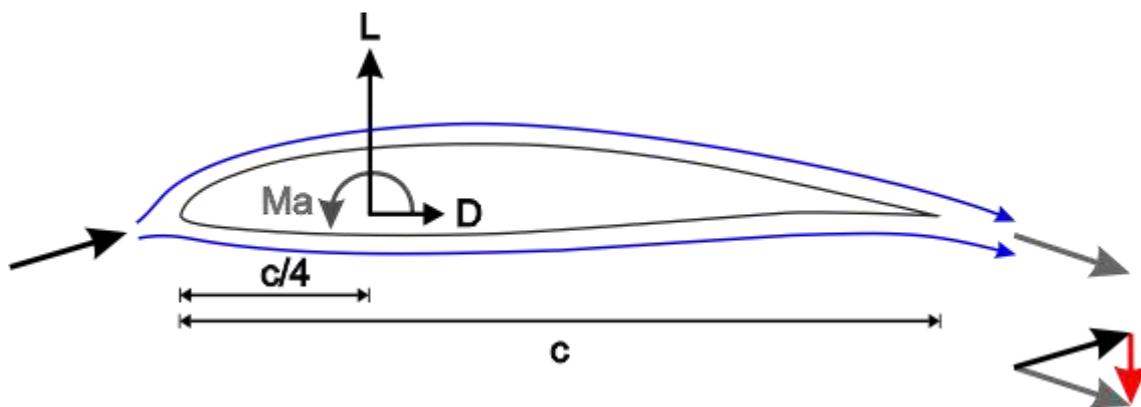


Figura 9: forças e momento aplicados numa secção de asa

Estes dois fenómenos não são mutuamente incompatíveis, na realidade é possível observar em túnel aerodinâmico que coexistem com importância relativa conforme o perfil e ângulo de ataque.

Existe algum exemplo de L apenas provocado por Bernoulli ou Newton?

Lembremos o perfil reflexo da **Figura 20**, este tipo de perfis são usados em “asas voadoras” (aeronaves sem empenagem horizontal) **sem flecha**, como ilustrado na **Figura 21**, a sua principal característica é terem C_m (coeficiente de momento aerodinâmico) praticamente igual a zero para qualquer valor de ângulo de ataque e a explicação é simples, a sua curvatura “reflexa” perto do bordo de fuga diminui ou anula a deflexão do fluxo e **não havendo deflexão não há momento aerodinâmico M_a** .

Como existe a força sustentação neste tipo de perfis então **a explicação só pode ser pelo efeito de Bernoulli**.

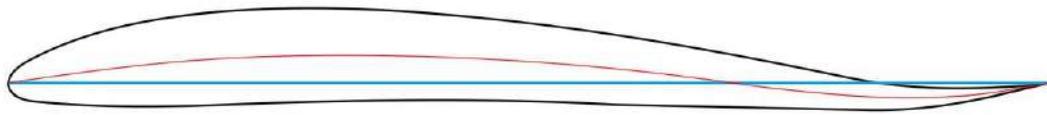


Figura 20: perfil reflexo



Figura 21: Planador Fauvel AV-36

Convém também clarificar outro conceito erróneo acerca da sustentação que aparece em textos mais antigos, a ideia que a sustentação se deve ao aumento de velocidade no extradorso e diminuição no intradorso **apenas devido à forma do perfil alar**, consideremos então outra família de perfis “especiais” de que já falámos, os perfis simétricos:

Um **perfil simétrico** caracteriza-se por ter curvatura zero e conforme podemos ver na sua polar $C_l(\alpha)$ na **Figura 22**, $C_l(\alpha=0^\circ) = 0$ ou seja não existe sustentação quando $\alpha = 0^\circ$ ou dito doutro modo o seu $\alpha_{zL} = 0^\circ$, contudo se aumentarmos α então C_l começa a aumentar como num perfil “normal”.

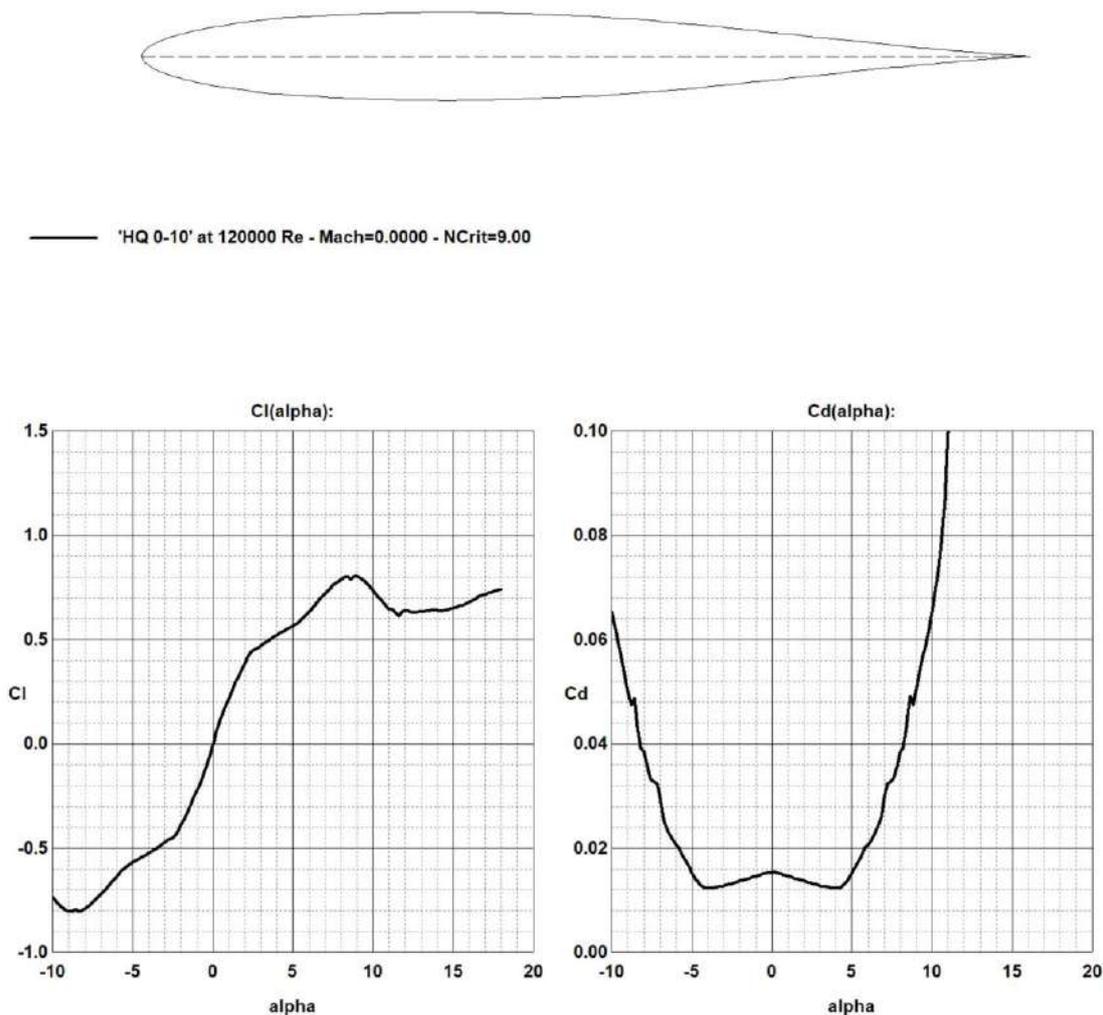


Figura 22: polares $C_l(\alpha)$ e $C_d(\alpha)$ do perfil simétrico HQ 0-10

Sendo a forma do perfil perfeitamente simétrica então porque haveria maior velocidade do fluxo no extradorso do que no intradorso?

Na realidade o que precisamos de analisar é **a distribuição de pressões** no perfil, pela **Figura 23** vemos que para $\alpha = 0^\circ$ ela é simétrica em relação à corda e como tal não há sustentação, se aumentarmos α a distribuição de pressões é igual ao de um perfil não-simétrico como na **Figura 24**.

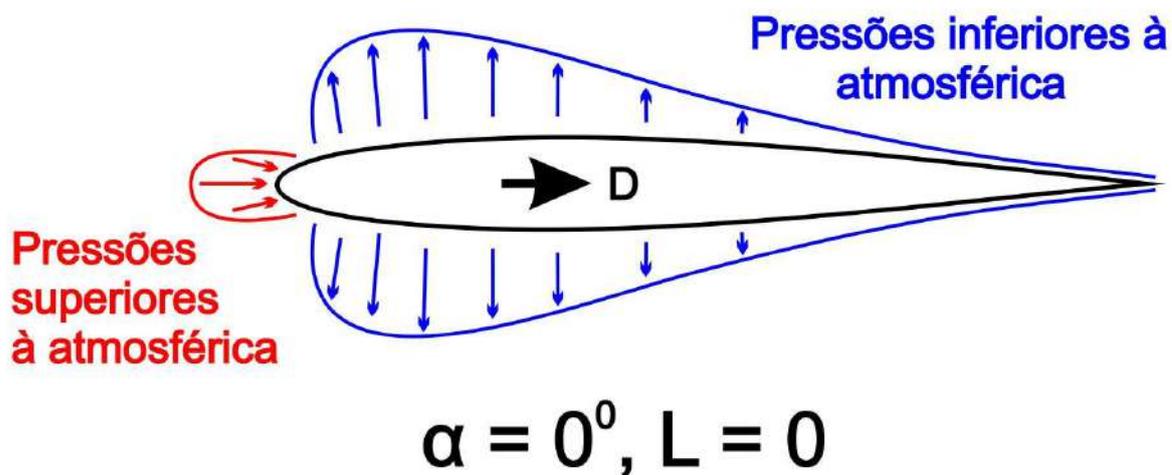


Figura 23: Distribuição de pressões para um perfil simétrico com $\alpha = 0^\circ$

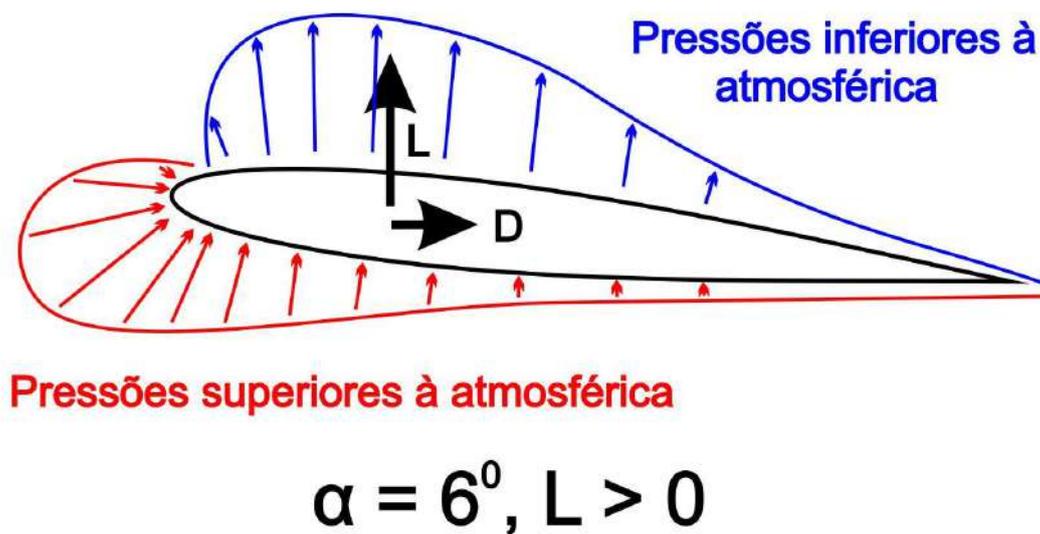


Figura 24: Distribuição de pressões para um perfil simétrico com $\alpha = 6^\circ$

7. Forças em equilíbrio no voo estabilizado

Nos capítulos anteriores estudamos as forças sustentação (L) e resistência aerodinâmica (D) aplicadas a uma secção de asa, considerando agora especificamente um avião (aeronave ou aeromodelo) em voo estabilizado (sem variação de altitude, velocidade ou direcção), que forças além destas duas estão presentes?

Pela 1ª Lei de Newton sabemos que um corpo não altera o seu estado de repouso ou movimento se a resultante das forças aplicadas for zero logo se não há alteração teremos de ter pares de forças opostas para se manter o voo estabilizado.

Conforme a **Figura 25**, temos duas forças adicionais aplicadas num avião: como qualquer corpo com massa o avião tem **peso** (W de “weight”), uma força aplicada na vertical para baixo e para contrariar D também terá uma **força de tracção** (T de “thrust”) fornecida pela sua propulsão.

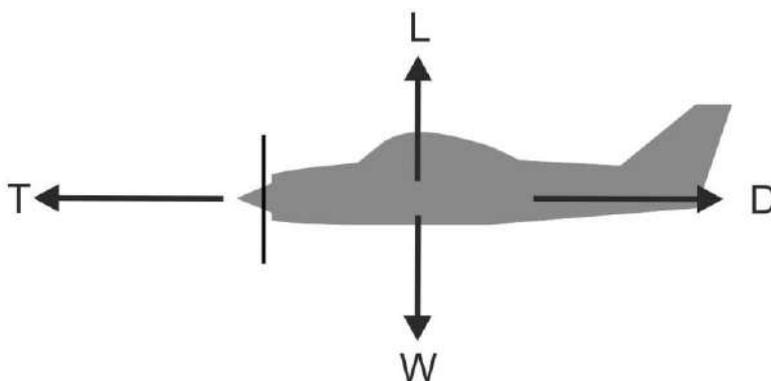


Figura 25: forças em equilíbrio num avião

Para o voo estar estabilizado então $L = W$ e $D = T$, qualquer variação duma destas forças implica a variação da força oposta, por exemplo se aumentarmos a potência no motor então o avião irá acelerar e aumentar a velocidade até que sendo D proporcional a V^2 novamente aumente D até que $D = T$.

E no caso de um planador onde não existe propulsão?

Um planador tem a sua “propulsão” do mesmo modo que um automóvel numa rampa, veja-se na **Figura 26** que o seu peso W pode decompor-se na componente paralela à rampa W_t e perpendicular à rampa W_r e é a componente W_t que faz com que o automóvel se movimente, contrariando a força D da resistência aerodinâmica e atrito de rolamento.

Do mesmo modo o planador também está sempre a picar ligeiramente e pela decomposição de W temos a força W_L oposta pela sustentação L e a força W_t que irá equilibrar D e manter o planador em movimento a velocidade constante.

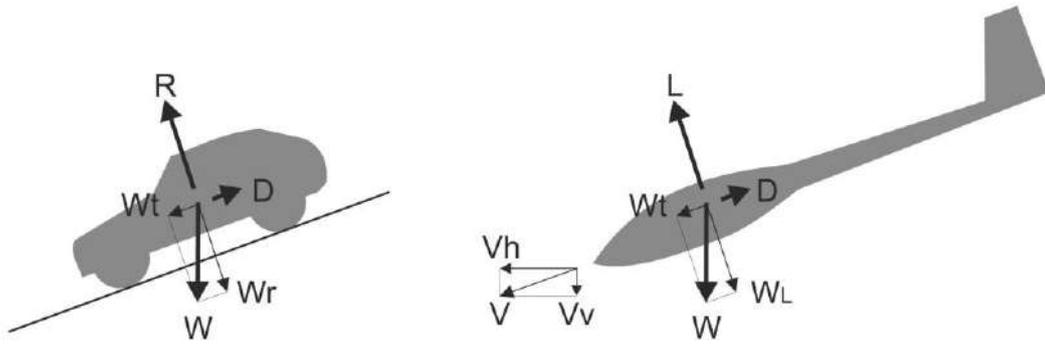


Figura 26: forças em equilíbrio num planador

Note-se que o vector velocidade V também se decompõe no vector velocidade horizontal e vertical, como se disse antes, o planador está numa picada ligeira e em voo estabilizado tem está sempre a descer.

Quando nivelamos ou cabramos um planador apenas estamos a trocar velocidade por altitude, diminuindo a 1ª e aumentando a 2ª, até ao limite da velocidade de perda; quando subimos numa corrente ascendente, em térmica ou numa ladeira, o nosso planador continua ligeiramente picado e a descer, apenas a velocidade vertical para cima da ascendente é superior à componente vertical V_v da velocidade do planador.

Considerando agora um helicóptero de configuração convencional (rotor principal mais rotor de cauda) em voo estabilizado da **Figura 27**, estando o plano do rotor principal inclinado no sentido do voo é a decomposição do impulso do rotor segundo o plano vertical L que se opõe ao peso W e segundo o plano horizontal T que se opõe à resistência aerodinâmica D .

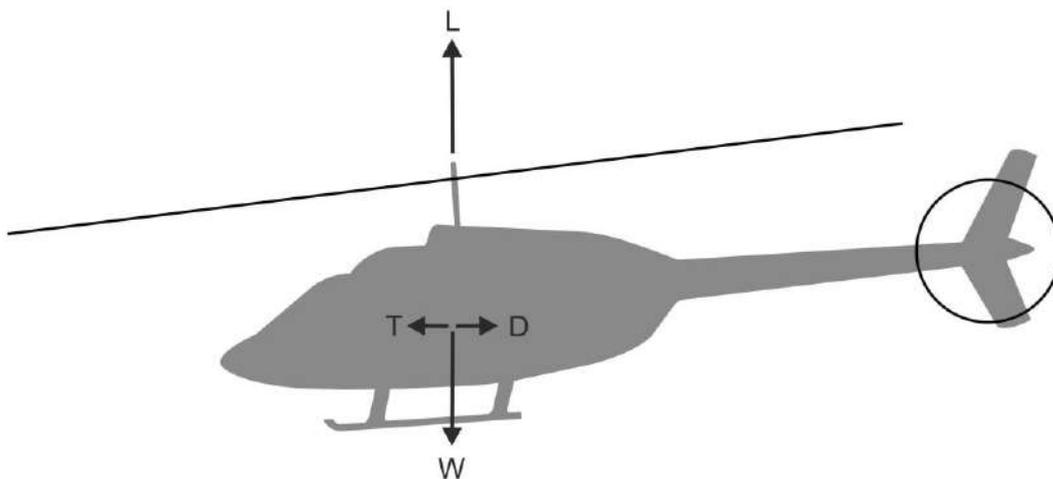


Figura 27: forças em equilíbrio num helicóptero

8. Carga alar, factor de carga e perda acelerada

Numa aeronave ou aeromodelo além dos perfis alares utilizados na sua asa também temos que considerar a geometria da em planta, área e peso.

Definimos a **carga alar como o peso por unidade de área alar**, sendo normalmente utilizado em modelos as unidades grama por decímetro quadrado (g/dm²).

Por exemplo, considerando um aeromodelo que pese 1800 grama e tenha uma área alar de 60 dm² então a sua carga alar é de 1800/60 = 30 g/dm².

Alguns exemplos de cargas alares em aeromodelos:

Tipo	Envergadura (m)	Carga alar (g/dm ²)
Motoplanador F1D "indoor"	0,546	0,3
Planador F5J	4,0	12
"Trainer" C182 em espuma	1,28	44
Planador F3B com lastro	3,2	55
Planador escala 1:3	6	100
"Warbird" com motor explosão	1,76	101
Jacto escala 1/7	1,13	202

O peso de um modelo e a sua carga alar estão directamente relacionados com a sustentação necessária para o voo ($L = W$) e sabendo que esta depende principalmente da velocidade de voo é fácil de perceber que a carga alar influencia directamente a velocidade de perda.

Uma fórmula simplificada para determinar a velocidade de perda entrando em conta com a carga alar mas sem qualquer preocupação com as eficiências do perfil e da geometria da asa é:

$$\text{Vel. perda (km/h)} = 4,3 \times \sqrt{\text{carga alar (g/dm}^2\text{)}}$$

Recorrendo ao exemplo anterior do modelo a pesar 1800 grama e com a carga alar de 30 g/dm², então a sua velocidade de perda será de 23,55 km/h, supondo que penso utilizar uma bateria de propulsão mais potente mas que pesa mais 180 grama, qual o aumento da velocidade de perda? A carga alar sobe para 33 g/dm² e pela fórmula a velocidade de perda sobe para 24,70 km/h, note-se que a um aumento do peso e da carga alar de 10% apenas corresponde um aumento da velocidade de perda de 4,9%.

Consideremos um modelo em voo estabilizado, com as forças L e W em equilíbrio mas visto de frente como na **Figura 28** à esquerda.

O que acontece se voltar o modelo com um pranchamento (inclinação de 60°? Note-se que é voltar, com variação de rumo (ação da direção também) numa **volta coordenada** e não simplesmente pranchar, como na figura acrobática do tonneau.

A força peso continua a ser idêntica e continua a ser sempre aplicada verticalmente para baixo, a força sustentação, também como sempre, continua a ser aplicada perpendicularmente ao plano das asas. O que existe de novo? Em volta surge uma nova força F, **denominada força centrífuga** que me "atira" para o lado exterior da volta e para a contrariar preciso de inclinar ou pranchar o modelo de modo a que a

sustentação L seja igual e oposta à soma das forças W e F , a chamada força “peso aparente” W_a .

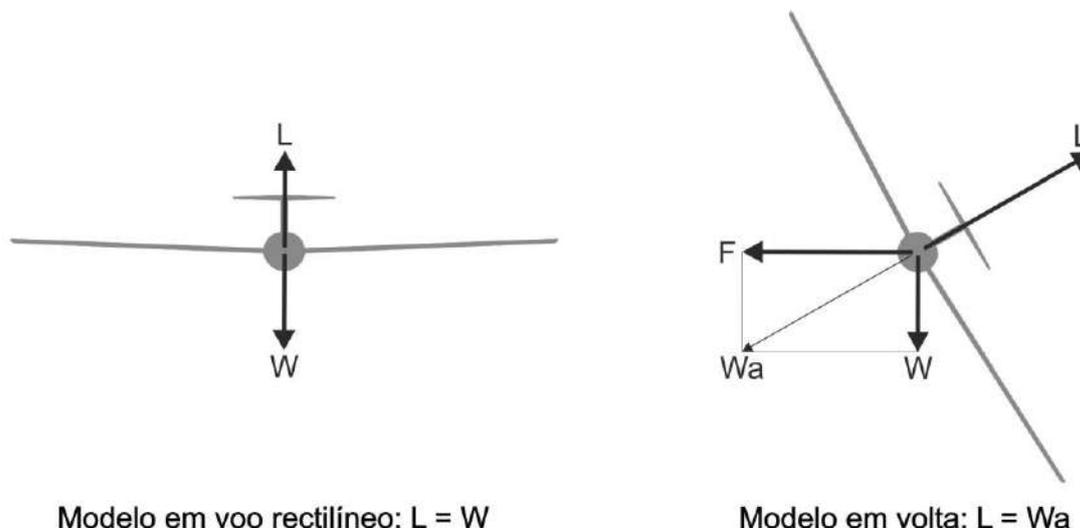


Figura 28: modelo em voo estabilizado rectilíneo e em volta

O facto mais notável é que, por exemplo, para uma volta com pranchamento a 60° verifica-se que $F + W = W_a = 2W$, ou seja o peso aparente é igual ao dobro do peso e como tal o valor de L' também terá que ser igual ao dobro do peso W .

Designa-se a **relação entre o peso aparente e o peso como factor de carga n** ou noutra designação por “ g ” (a partir da relação com a aceleração gravítica terrestre denominada g). Neste caso **$n = 2$ ou também poderei dizer que estou a voar a $+2g$** .

Existem duas implicações:

- Se o valor de W_a é do dobro de W então isto implica que as nossas asas tem que suportar estruturalmente e aerodinamicamente um peso em dobro, ou o que é dizer o mesmo, a carga alar duplicou, assim é verdadeiro que **a carga alar é directamente proporcional ao factor de carga**. Mas lembrem-se que a velocidade de perda está relacionada com a carga alar? Isto implica que **para factores de carga superiores a 1 (voo nivelado) então a velocidade de perda irá aumentar**.

Continuando com o exemplo do modelo a pesar 1800 grama e com carga alar de 30 g/dm^2 , se a velocidade de perda a $+1g$ era de $23,55 \text{ km/h}$ então em volta com pranchamento de 60° como a carga alar duplicou e pela minha fórmula aproximada então a velocidade de perda passou para:

$4,3 \times \sqrt{2 \times 30} = 33,3 \text{ km/h}$, um aumento de 41%! Esta é um dos modos de entrar na dita perda acelerada e a justificação de chamar à **velocidade de perda a $+1g$ mais exactamente a velocidade de perda mínima** pois a velocidade de perda é apenas a **velocidade mais baixa a que se consegue ultrapassar o α crítico e entrar em perda**, acima da velocidade de perda continua sempre a ser possível entrar em perda ultrapassando o α crítico.

- Se o valor de L' é do dobro de L então as asas precisam de fornecer **sustentação em dobro**, ou por aumento do Cl por aumento do ângulo de ataque ou por aumento da velocidade de voo, de qualquer dos modos a resistência aerodinâmica irá aumentar e como tal precisarei de mais potência num modelo com motor para manter o voo nivelado ou no caso de um planador terei que picar mais (aumentar a componente de Wt da **Figura 26**) para conseguir voltar como desejado.

Como podemos imaginar, o factor de carga n depende do pranchamento, da velocidade e do raio de volta, aumentando muito rapidamente desde os 60° do exemplo, basta reparar que para aumentar mais 1g (e passar dos +2g para os +3g) basta pranchar a $70,6^\circ$ e para os +4g o ângulo é de $75,5^\circ$, ângulo para o qual se fizermos as contas a velocidade de perda já será do dobro da vel. de perda a +1g.

Do mesmo modo que é possível “puxar” g (ou “empurrar” no caso dos g negativos) laterais também posso “puxar” g em manobras longitudinais, como será o caso de um vulgar looping e de modo idêntico ocorre o aumento da velocidade de perda.



Figura 29: modelo de acrobacia de João Paiva em 2019

9. Resistência aerodinâmica e alongamento alar

Como já sabemos, uma asa origina a força de sustentação principalmente pela diferença de pressões entre o extradorso (pressão inferior à atmosférica) e o intradorso (pressão superior à atmosférica), um “efeito secundário” desta diferença de pressões é o facto de ocorrer um fluxo de ar entre o intradorso e extradorso nas extremidades das superfícies sustentadoras (o ar será sugado para a zona de menor pressão), criando turbilhões geradores de considerável resistência aerodinâmica conforme a **Figura 30**.

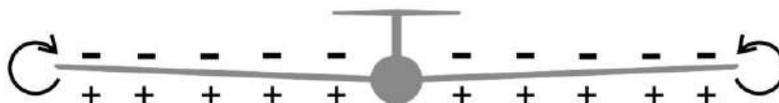


Figura 30: distribuição de pressões vista de frente

Estes turbilhões são os causadores da **resistência induzida (Di)** e são **proporcionais ao C_L da asa elevado ao quadrado**, dado que para um maior C_L terei maiores diferenças de pressão entre o extra e o intradorso. E claro que ao referirmos C_L elevado estamos também a ponderar velocidades reduzidas.

Para baixas velocidades (perto da perda) a D_i constitui cerca de 70% da resistência total enquanto para velocidades elevadas o factor principal (cerca de 60%) é o causado pelas forças de atrito no próprio perfil, a **resistência de perfil**, seguido das resistências parasitas e de interferência (tipo junção da asa com a fuselagem, resistência da empenagem, etc), chamada **resistência parasita** e o factor D_i será inferior a 5% da resist. aerod. Total, conforme ilustrado na **Figura 32**.

Para aeronaves em que o voo seja a baixa velocidade e seja desejável um mínimo de C_D e D_i , como é o caso dos planadores, a melhor solução é enfraquecer os turbilhões da ponta da asa pelo aumento do **alongamento da asa**, definido como a razão entre a envergadura (s de “span”) elevada ao quadrado e a área alar (A) ou, o que é idêntico, pela envergadura a dividir pela corda média (c):

$$AR \text{ (de “aspect ratio”) } = s^2 / A = s / c$$

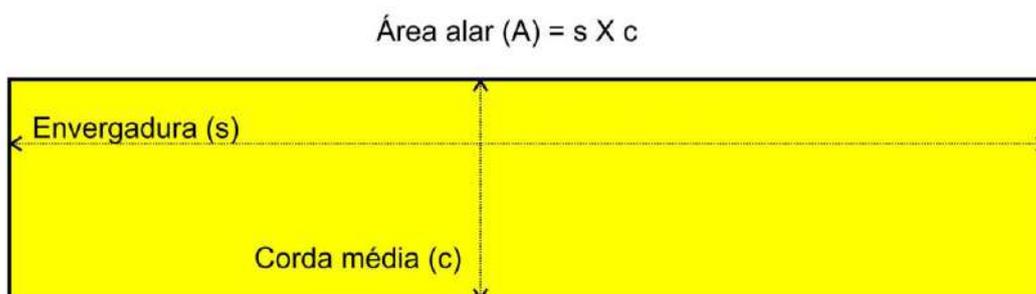


Figura 31: geometria da asa em planta

Por exemplo, um modelo com área alar de 60 dm², corda média de 25 cm e envergadura de 2,4 m, o alongamento alar (convertendo todos os valores para decímetros) será:

$$A = (24)^2 / 60 = 24 / 2,5 = 9,6$$

Alguns exemplos de valores de alongamento em aeromodelos:

Jato escala F-104	2,4
Modelo de acrobacia F3A (monoplano)	6,0
“Trainer” em espuma	7,1
Planador térmico de duração F3J	22,2
Planador escala ASH 25	39,0

Componentes da resistência aerodinâmica

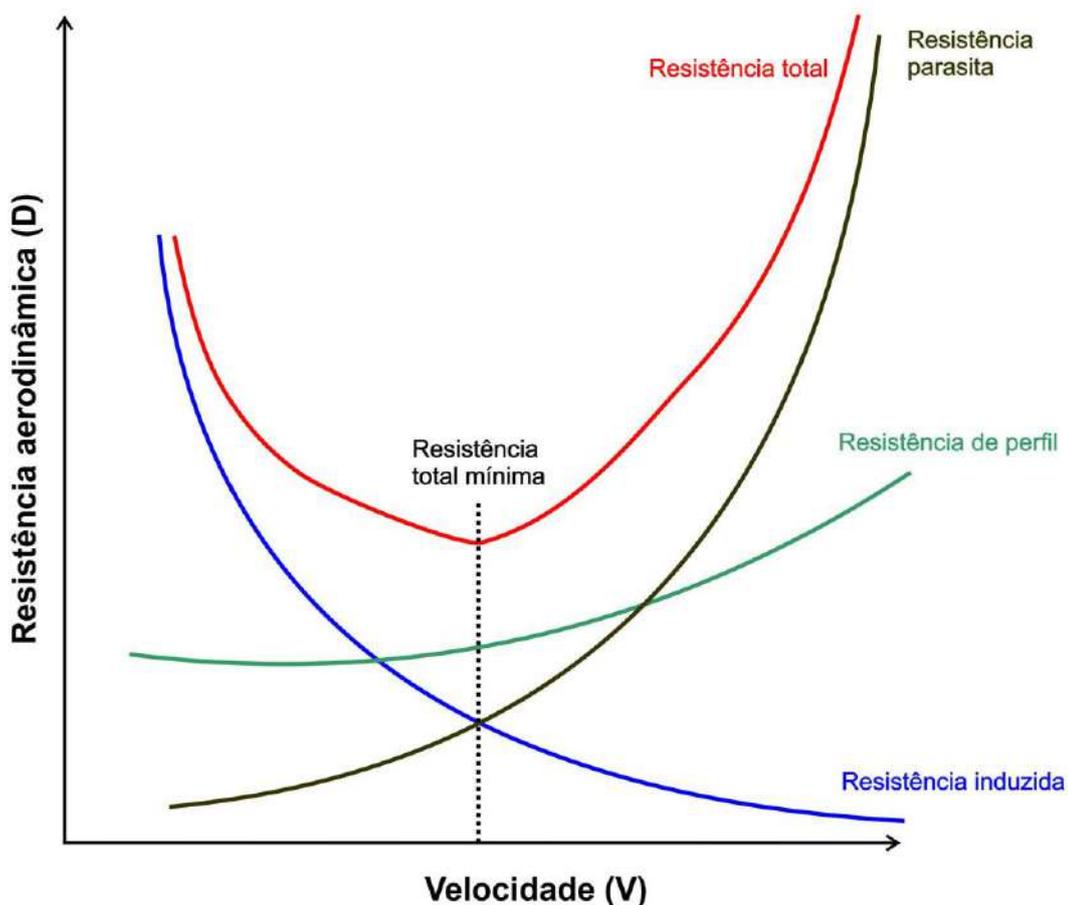


Figura 32: Componentes da resistência aerodinâmica em função da velocidade

Alongamentos elevados tem vários contras, a resistência estrutural da longarina da asa tem que ser elevada (maior braço de alavanca da sustentação até à raiz da asa) logo pesada e/ou cara de produzir, a manobrabilidade é reduzida devido à inércia mecânica e aerodinâmica e dá-se o fenómeno do cabeceio inverso (o modelo tende a

rodar em torno do eixo vertical em sentido inverso ao sentido da volta pretendida); por estes motivos para modelos que se pretendam rápidos e ágeis o ideal é terem asas com pequenos alongamentos.

Se o que pretendermos for um modelo **para voar rapidamente** então **os factores mais importantes são baixa resistência de perfil** dada por perfil alar com baixo C_d para Re mais elevados (perfil com pouca espessura e pouca curvatura) e **baixa resistência parasita**, donde devemos eliminar ou carenar trens fixos, montantes, junções de asa, fendas entre superfícies de comando, etc.



Figura 33: planador Schleicher ASH 25 com AR de 39,0

10. Controle e estabilidade longitudinal, direcional e lateral

Qualquer aeronave pode movimentar-se no espaço segundo três eixos de rotação, conforme ilustrado na **Figura 34**.

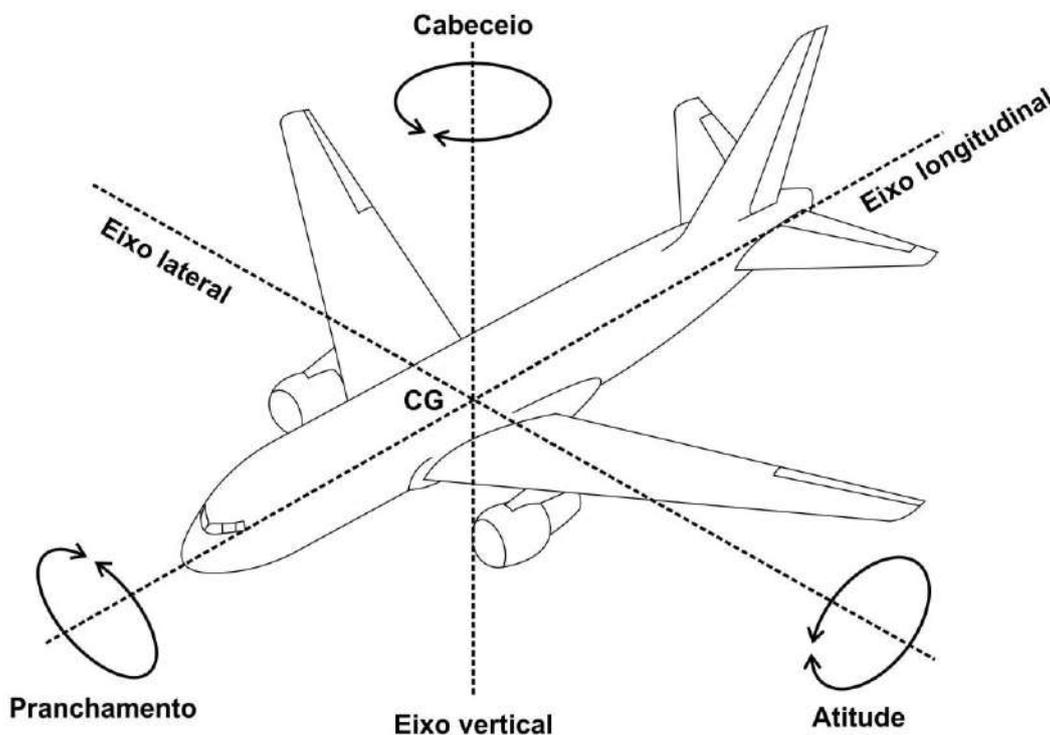


Figura 34: eixos de rotação duma aeronave

Eixo de rotação	Movimento	Acção	Comando	Estabilidade
Lateral	Atitude	Cabrar/Picar	Profundidade	Longitudinal
Longitudinal	Pranchamento	Pranchar	Aileron	Lateral
Vertical	Cabeceio	Guinar	Direção	Direcional

Nota do autor: a terminologia em Português não é de uso universal.

Entende-se **estabilidade estática** como a capacidade da aeronave por si própria **retomar a sua trajectória rectilínea e nivelada quando é afetada por qualquer pequena acção** interna (comando do piloto) ou externa (vento, ascendente,...).

A estabilidade estática é então desejável porque facilita a pilotagem, evitando constantes pequenas correções mas o seu grau é variável conforme o tipo de voo pretendido, uma aeronave ou aeromodelo 100% estável não era controlável porque não permitiria a pilotagem, tentaria voar sempre na mesma trajectória rectilínea e nivelada.

A estabilidade estática mais importante numa aeronave é a estabilidade estática longitudinal, a que controla as variações de atitude. Vamos estudar sucintamente como é determinada pela empenagem horizontal.

Conhecemos as forças e o momento que actuam numa asa, qual será então o diagrama de forças e momentos para um aeromodelo em estado de equilíbrio ou seja em voo sem variação de velocidade? O que complica esta questão é o momento aerodinâmico dado que vamos ter que de algum modo igualar este momento para não picarmos em contínuo; a solução “clássica” é adicionar um plano horizontal na cauda do aeromodelo que forneça uma força para baixo que multiplicada pelo braço da cauda seja igual e contrária ao momento aerodinâmico, como ilustrado na **Figura 35**.

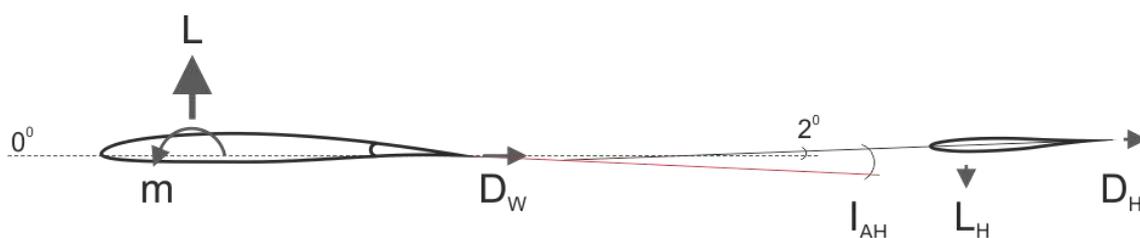


Figura 35: estabilidade longitudinal

Teremos assim as forças L e D_W da asa e L_H e D_H para a cauda, se usarmos no plano horizontal de cauda um perfil sustentador invertido ou o que é mais comum, um perfil simétrico com uma incidência negativa, neste exemplo de 2° , teremos **L_H a apontar para baixo**.

À diferença entre o ângulo de incidência da asa e o ângulo de incidência do plano horiz. de cauda chamamos diedro longitudinal.

Neste exemplo o diedro longitudinal será de $2 - 0 = 2^\circ$.

Note-se que este diedro é apenas o ângulo “geométrico” entre os planos da asa e horizontal de cauda, já sabemos que o fluxo de ar é desviado para baixo pela asa e como tal o diedro longitudinal “aerodinâmico” I_{AH} será sempre superior ao geométrico.

Claro que utilizar um plano horizontal tem um “preço” aerodinâmico não desprezável: L (da asa) terá que ser maior para compensar o L_H “negativo” e o plano horizontal terá também a sua resistência aerodinâmica D_H . Ao longo do tempo tentaram-se outras soluções que dispensam o plano horizontal de cauda, as “asas voadoras”, ou com o plano horizontal de cauda à frente da asa, os “canards”, mas os resultados foram geralmente piores que a solução clássica.

Podemos então considerar como a principal função do plano horiz. de cauda o equilíbrio de forças e momentos a determinada velocidade, outra função será a de comandar a incidência da asa, aumentando ou diminuindo a sua própria incidência, e com isso variar o ângulo de ataque da asa e em consequência a própria velocidade de voo. Podemos ainda falar duma terceira função que será de comando de profundidade de modo a cabrar ou picar o modelo variando a intensidade e sentido de L_H .

Vamos então imaginar que o nosso aeromodelo está aerodinamicamente “equilibrado”, voando nivelado a uma dada velocidade falta apenas considerarmos o ponto de aplicação da força W (peso) denominado centro de gravidade (CG), vendo a **Figura 36**

esquemáticamente apenas consideramos W e L , sendo L a soma de todas as forças de sustentação do modelo (asa, fuselagem e plano horizontal de cauda).

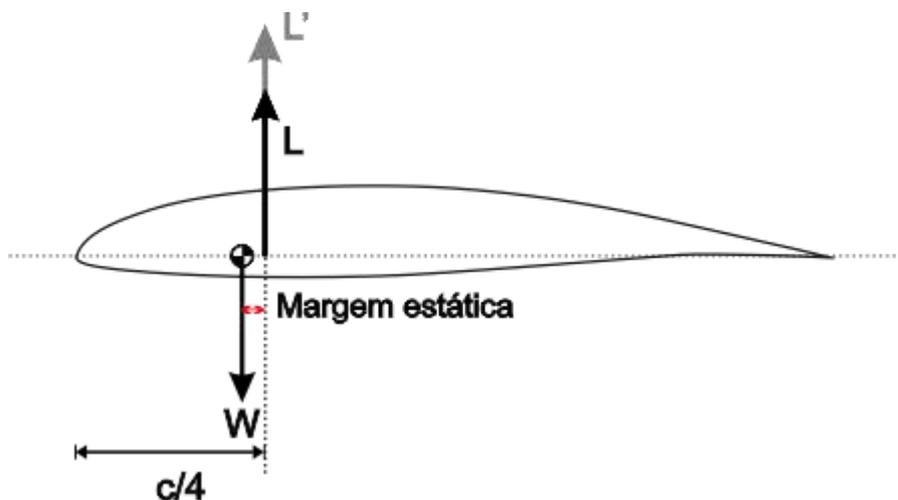


Figura 36: margem estática longitudinal

Mas porquê o CG não está à vertical da linha de actuação de L ? A razão é a da estabilidade estática longitudinal.

Se a posição do CG for ligeiramente à frente de L então qualquer variação de L , por exemplo o seu aumento para L' levará a um momento $(L' - L) \times$ margem estática no sentido da diminuição do ângulo de ataque e como tal da diminuição de L .

A margem estática exprime-se em percentagem da corda média, quanto maior o seu valor mais estável será o modelo em atitude mas há um “preço” a pagar: estando o CG à frente de L existe sempre um momento anti-horário $L \times$ margem estática adicional ao momento aerodinâmico que o plano de cauda também precisa de equilibrar, logo maior L_H “negativo” e maior D_H .

Um exemplo: um aeromodelo tem de corda média 20 cm e determinámos numa balança que o seu CG está a 4,6 cm do bordo de ataque, qual a sua margem estática? Sabemos que o centro aerodinâmico da asa fica a $\frac{1}{4}$ da sua corda, logo a 5 cm do bordo de ataque, dado que o CG fica a 4,6 cm do bordo de ataque então a margem estática é de $5 - 4,6 = 0,4$ cm, exprimindo em percentagem da corda temos a margem estática = $(0,4 \times 100) / 20 = 2\%$

Quando se refere ao ajuste do CG na posição certa para a estabilidade estática longitudinal pretendida estamos tratar da **centragem** do modelo; um aeromodelo a voar à velocidade constante pretendida terá todas as forças e momentos em equilíbrio **e se correctamente centrado** terá também estabilidade estática longitudinal para continuar a voar à mesma velocidade mesmo que perturbado externamente; não confundir estabilidade longitudinal com a capacidade do modelo assumir uma linha de voo “normal”, se o modelo estiver afinado (“trimado”) para voar a picar ou a cabrar a estabilidade apenas o fará retomar essa mesma atitude de voo.

Naturalmente **a posição do CG e o diedro longitudinal estão interligados**, o plano de cauda tem que equilibrar todas as forças e momentos, deslocar o CG para a frente ou para trás irá alterar o equilíbrio por variação do braço dos momentos aplicados.

Falemos agora da estabilidade direcional, supondo que uma aeronave ou aeromodelo em voo rectilíneo com o vento relativo V sofria uma rajada que o rodava no sentido anti-horário com o ângulo β (beta) conforme a **Figura 37**.

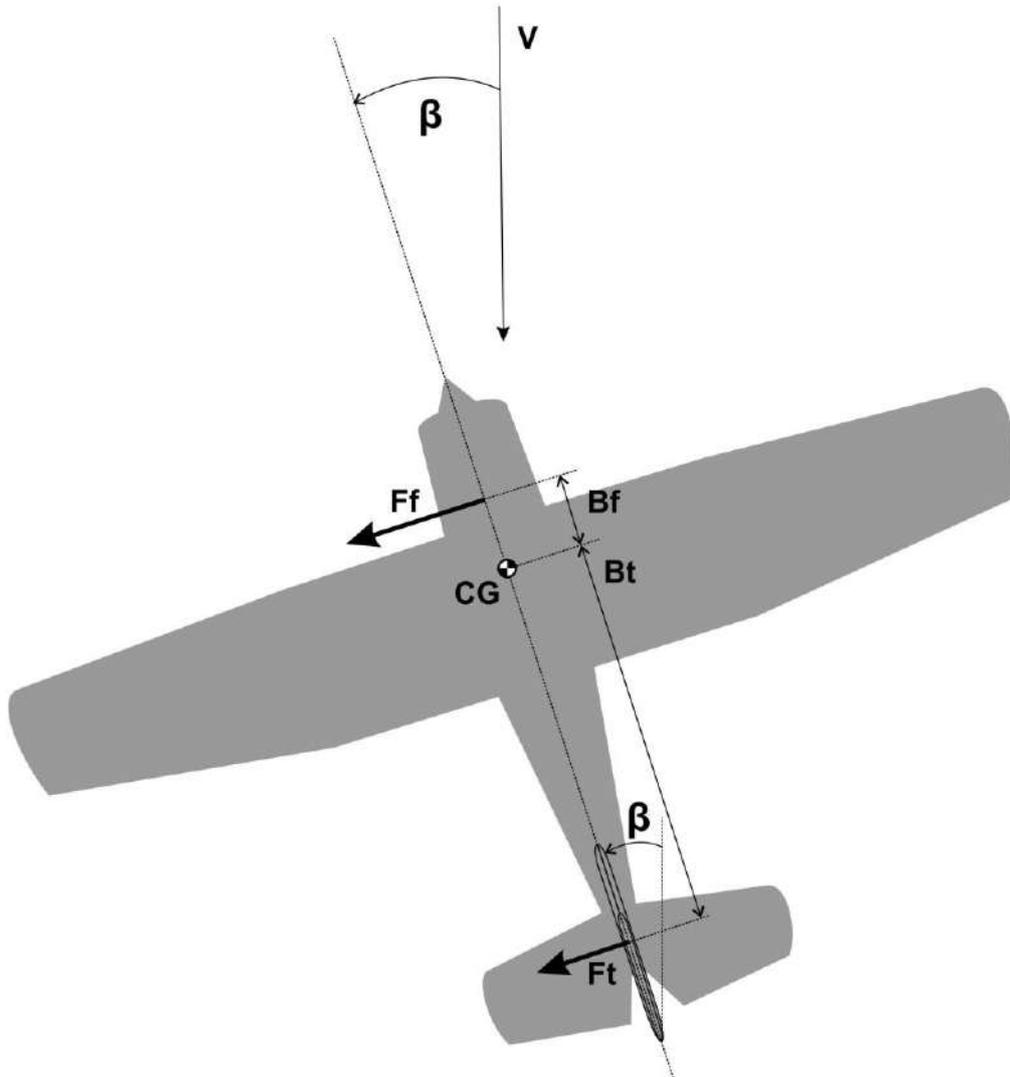


Figura 37: estabilidade direcional

Esta rotação em torno do eixo vertical com centro no CG vai provocar dois momentos opostos: à frente do CG temos $F_f \times B_f$ (o vento relativo V vai “empurrar” a parte anterior da fuselagem com a força F_f no sentido de continuar a rodar no sentido anti-horário) e atrás do CG temos $F_t \times B_t$, em que F_t é provocada pela sustentação aerodinâmica do plano vertical de cauda com um ângulo de ataque β .

Como B_t é maior que B_f então $F_t \times B_t > F_f \times B_f$ logo a aeronave vai girar no **sentido contrário à rajada** (sentido horário) até que $\beta = 0^\circ$, ou seja retomar a trajectória de voo original.

Note-se que **em relação à estabilidade logitudinal (em atitude) o mesmo efeito acontece com a empenagem horizontal** somando-se ao efeito da margem estática longitudinal.

A estabilidade lateral (em pranchamento) é influenciada por três factores: diedro, enflechamento e posição da asa na fuselagem.

O diedro Γ (letra grega gama) é o ângulo menor que os planos das asas formam com uma linha horizontal que passa na sua raiz, normalmente varia entre 0° (aeromodelos de acrobacia ou para voo rápido) e 6° (modelos sem ailerons “dois eixos” ou modelos de voo livre), podemos ter múltiplos diedros numa asa a que chamamos asa poliédrica e podemos ter asas com “diedro negativo”, ao que se chama anedro, conforme ilustra a **Figura 38**.

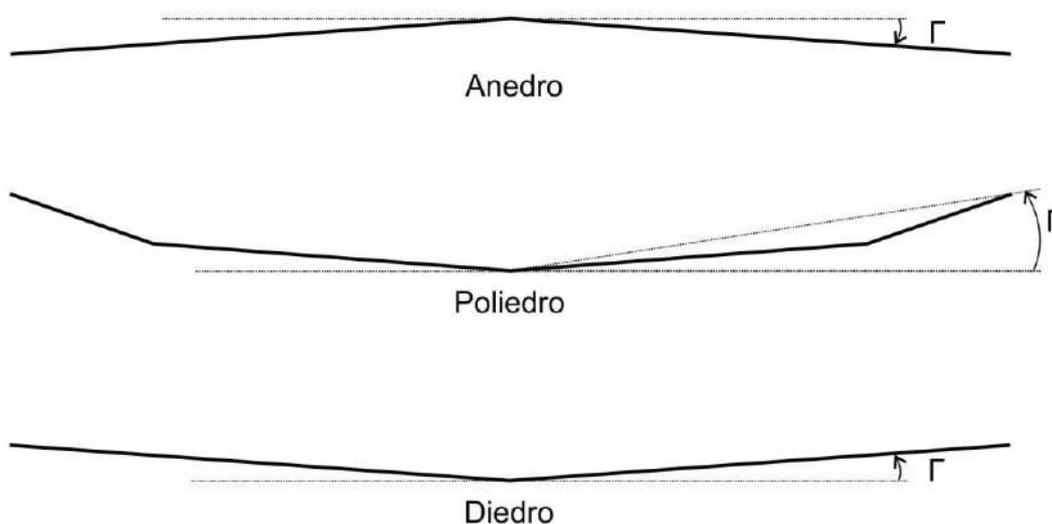


Figura 38: diedro, poliedro e anedro

O enflechamento λ (letra grega lambda) é o ângulo que a linha de $\frac{1}{4}$ da corda faz com uma linha na raiz da asa perpendicular ao eixo longitudinal.

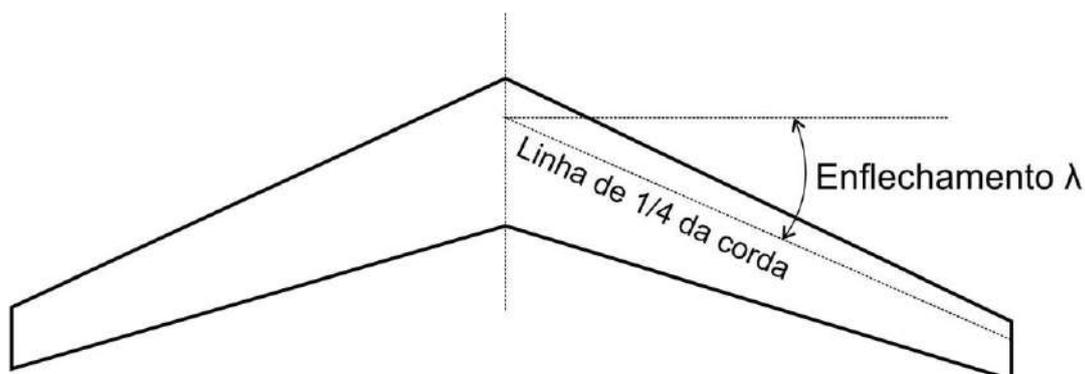


Figura 39: enflechamento

Sem querer entrar em explicações complexas devido à interacção da estabilidade lateral e direccional, **o diedro e o enflechamento favorecem a estabilidade lateral** (uma regra empírica é que cada 5° de enflechamento são equivalentes a 1° de diedro).

Pouca estabilidade lateral pode originar a chamada “**picada em espiral**”, o aeromodelo começa a pranchar por qualquer acção do piloto ou influência externa (rajada de vento) e por escorregamento (“slideslip”) começa a aumentar o pranchamento e atitude de picar, aumentando sempre esta picada em espiral até à eventual destruição do aeromodelo.

Excessiva estabilidade alteral (demasiado diedro e/ou enflechamento) e **deficiente estabilidade direccional** (pouca superfície/braço da empenagem vertical) podem provocar o fenómeno chamado “**dutch roll**”, uma oscilação em que a aeronave vai pranchar (sem actuar na direcção) para um lado com escorregamento (“sideslip”) com cabeceio para o lado contrário com subsequente pranchar por efeito do diedro, repetindo o fenómeno alternadamente sem recuperação da linha de voo estabilizada, conforme ilustrado na **Figura 40**.

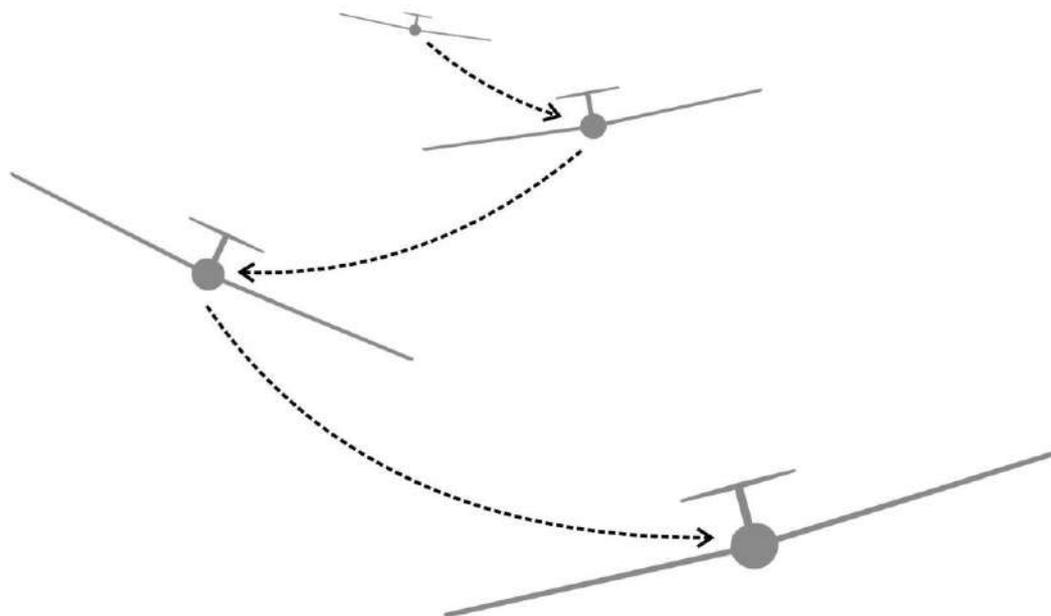


Figura 40: “dutch roll”

Quanto ao factor posição da asa em relação à fuselagem, a explicação tradicional é a do “efeito pendular” do peso, examinando a **Figura 41** temos acima o nosso aeromodelo tipo “trainer” de asa alta, voando nivelado e em voo rectilíneo à velocidade V e com $L = W$.

Na posição intermédia apresenta-se o modelo sujeito a pranchamento sem acção da direcção, por exemplo por uma rajada lateral, o que acontece em relação a W , sempre aplicado no CG? Podemos decompor W em paralelo e perpendicular a L ; paralelo e oposto a L temos o já referido peso aparente W_a , perpendicular a L temos uma componente do peso no sentido para o interior da volta, esta componente vai provocar a deslocação do modelo para o lado da asa em baixo, o escorregamento ou “sideslip” com valor β (do mesmo modo que na **Figura 37**).

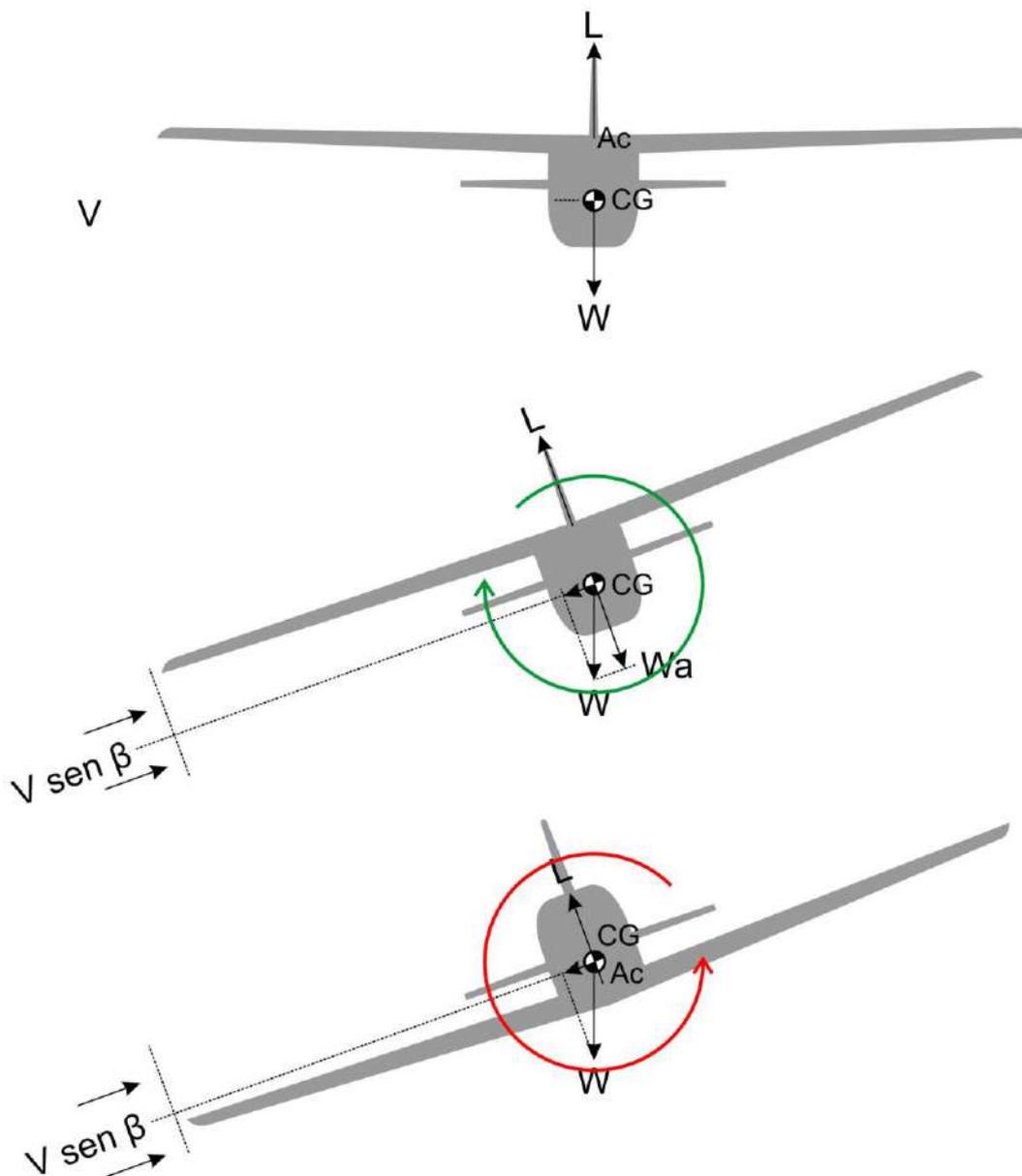


Figura 41: efeito da posição da asa na estabilidade lateral

Note-se que **não há qualquer momento aplicado das componentes de W que provoque uma rotação do modelo** (ambas as forças passam pelo CG logo o seu momento é zero).

A velocidade do vento relativo contrário ao "sideslip" β é dada por $V \sin \beta$, considerando a área projectada (incluindo a da asa) acima e abaixo do CG a que se aplica este vento relativo, no modelo com asa alta esta área é maior acima do CG e vai provocar uma rotação em torno do CG no sentido horário, ou seja para nivelar as asas até $\beta = 0^\circ$.

Já no caso do modelo com asa baixa, acontece o contrário e o momento irá provocar a rotação no sentido anti-horário até que o pranchamento seja de 90° ; um modelo com asa média terá um comportamento intermédio, ou seja, terá um comportamento neutro em termos de estabilidade lateral.

O acima descrito é chamado “efeito de quilha” e a colocação da asa na posição alta juntamente com o algum diedro é normalmente usada para modelos que se pretendam fáceis de pilotar (tipo “trainer”) em detrimento da manobrabilidade.



Figura 42: modelo de acrobacia (F3A), com as características para o máximo de manobrabilidade como asa média e sem diedro, perfil com pouca curvatura ou mesmo simétrico para bom desempenho em voo invertido, superfície vertical (fuselagem e epenagem vertical) de grande dimensão para o voo “em faca” e superfícies de comando de grande dimensão para excelente controlabilidade a baixa velocidade.

11. Bibliografia e referências

Artigos do autor:

“a cegonha”, boletim da LIPA, nºs 4, 5 e 6, 1995

“Utilização de flapes para termalização em planadores radiocontrolados”, 2006

“Aerodinâmica para planadores r\c – Curso TN1”, 2008

“Aerodinâmica básica, perfis alares, centragem, variação da curvatura do perfil e da carga alar”, 2018

Bibliografia:

“Model Aircraft Aerodynamics”, 3ª Edição, Martin Simons, 1994

Elaboração das polares:

Programa para PC Profili 2.19 Pro, Stefano Duranti, www.profilii2.com

Videos:

“Flow over airfoils”, H. Babinsky, University of Cambridge, 2003
<https://www.youtube.com/watch?v=6UlsArvbTeo>

“Airflow during a stall”, Harvs Air Service, 2011
<https://www.youtube.com/watch?v=WFcW5-1NP60>

“Understanding Aerodynamic Lift”, The Efficient Engineer, 2021
https://www.youtube.com/watch?v=E3i_XHIVCeU

“Dutch Roll Animation”, Mentour Pilot, 2020
<https://www.youtube.com/watch?v=tn0ss0VWlow>