



18 - Planadores R\C

Aerodinâmica básica

1. Princípios de voo	pág.1
2. Perfis, número de Reynolds e polar $C_l(C_d)$	pág. 3
3. Carga alar	pág. 6
4. Vel. de perda, ângulo de ataque e polares $C_l(\alpha)$ e $C_d(\alpha)$	pág. 7
5. Factor de carga e perda acelerada	pág. 9
6. Velocidades de afundamento mínimo e planeio máximo	pág. 11
7. Resistência aerodinâmica e alongamento alar	pág. 13

1. Princípios de voo para planadores:

Começemos por visualizar um automóvel a deslocar-se em linha recta numa estrada perfeitamente plana, com o motor embraiado e acelerador numa posição fixa (ver figura 1). Dois pares de forças opostas e iguais entre si actuam no automóvel: o par T “Tracção” (fornecida pelo motor) e D “Resistência Aerodinâmica” (iremos nestes exemplos desprezar a resistência ao rolamento por atrito, etc.) e o par W “Peso” (do automóvel) e R “Reacção da superfície” (a estrada neste caso).

N.d.a.: Foram escolhidos para nomes das forças e subsequente nomenclatura aerodinâmica as designações em inglês, dado o seu uso generalizado em conceitos como Cd, etc.

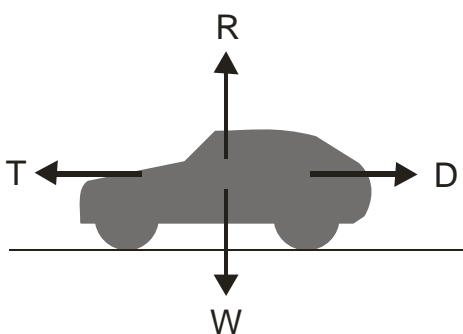


Figura 1

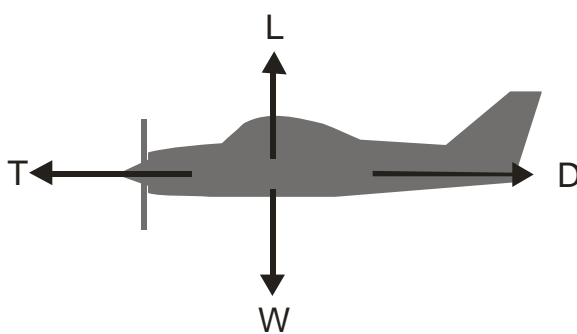


Figura 2

Pela nossa experiência comum sabemos que para determinada mudança da caixa de velocidades e posição do acelerador o automóvel acelera até determinada velocidade, para a qual a força de tração T se iguala à resistência aerodinâmica D e que, se não ocorrerem variações no acelerador (ou inclinação da estrada) esta velocidade se mantém constante, chamaremos esta como “Velocidade terminal”, V_t . Também sabemos que o automóvel tem um certo peso, que podemos considerar que actua no seu centro de gravidade (c.g.) e que este peso W é suportado pela superfície (estrada) através duma força de reacção R.

Se considerarmos agora um avião em voo em vez de um automóvel ver figura 2), nas mesmas condições de potência de motor fixa, em voo rectilíneo e nivelado (sem subir nem descer), a única diferença trata-se que em vez da força de reacção da superfície R teremos a força L “Sustentação” provocada pelo deslocamento do ar na asa a equilibrar a força W “Peso”, a uma V_t constante.

Sabendo que um planador não tem um motor que permita exercer a tal força de tração mas naturalmente que provoca, como qualquer outro objecto, a força de resistência aerodinâmica, como é possível o voo destas aeronaves? Podemos recorrer novamente à analogia do automóvel mas desta vez imaginando que este se encontra em “ponto morto” e numa rampa com uma ligeira inclinação (ver figura 3).

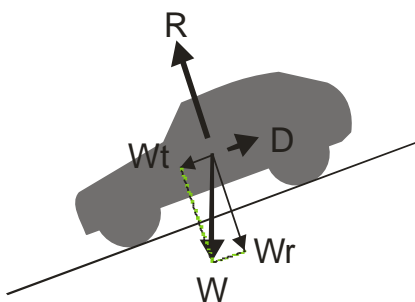


Figura 3

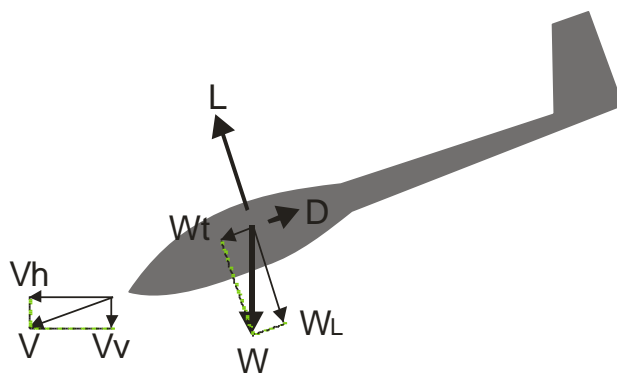


Figura 4

Assim que soltarmos os travões sabemos que o automóvel irá acelerar até a uma determinada velocidade V_t , após o que esta se manterá constante. Porquê? Pela mesma razão porque qualquer objecto quando largado cai... pela força da gravidade. Assim, quando o automóvel se desloca na rampa podemos considerar as mesmas três forças da figura 1 (Resistência aerodinâmica, Peso e Reacção da superfície) mas com a diferença que no par Peso/Reacção da superfície a força peso continua como anteriormente a actuar no c.g. verticalmente para baixo, neste caso a reacção da superfície (rampa) é perpendicular à mesma rampa.

Podemos decompor a força peso em duas forças componentes, uma força W_r actuando em sentido oposto à força de reacção da superfície e outra componente W_t paralela à superfície e que se opõe à força da resistência aerodinâmica.

É esta componente do peso W_t , paralela à superfície, que provoca o movimento descendente do automóvel e que a dada velocidade V_t é igualada pela resist. aerodinâmica.

Claro que naturalmente sabemos que quanto maior for a inclinação da rampa maior será também a sua V_t ; a explicação é dada pelo facto que ao aumentarmos a inclinação da rampa estamos a aumentar a componente “tracção” do peso, até que se considerarmos uma rampa “vertical” o automóvel estaria em queda livre (e onde apenas existiriam as forças peso e resistência aerodinâmica).

Passando agora para o nosso planador (ver figura 4) e por analogia com o anteriormente exposto, a única diferença consiste também na substituição da força R pela força L , ou seja, a força causadora do movimento do planador é a componente W_t do seu peso.

Podemos então afirmar que (excluindo factores externos como as ascendentes) para o voo a velocidade constante um planador precisa sempre de estar ligeiramente picado e como consequência estará 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.

2. Perfis, número de Reynolds e polar $Cl(Cd)$:

Se numa aeronave com motor o perfil da asa é de importância semelhante à motorização para o seu desempenho em voo, no caso de um planador as

características do seu perfil alar são o factor determinante, seguido da carga alar e da geometria da asa.

Para cada tipo de planador, competição FAI, escala moderno ou mais veterano, lazer ou acrobacia, existem perfis alares mais adequados em função do seu Cl (coeficiente de sustentação), Cd (coeficiente de resistência aerodinâmica) e do/s número/s de Reynolds pertinentes para o seu envelope de voo (entre a velocidade mínima e a vel. máxima).

Abreviadamente, de que se trata o número de Reynolds (Re) mencionado anteriormente? O ar no qual os nossos modelos evoluem é uma mistura de gases e como tal comporta-se como um fluido, para podermos comparar perfis teremos de ter em conta a velocidade de escoamento deste fluido e a corda (comprimento) 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 planador 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 fluido “mais viscoso”. Assim, para pequenas cordas e baixas velocidades utilizadas nos modelos, as espessuras/curvaturas adequadas dos perfis são menores do que as usadas nos planadores reais (na ordem da metade a um terço da espessura). Como tal, utiliza-se o Re para definir as condições físicas de velocidade e corda e poder comparar perfis diferentes em iguais circunstâncias.

A fórmula simplificada do número de Reynolds é: $Re = 68459 V L$

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

Planador a voar a 31 km/h com corda média de 25 cm:

$$Re = 31 \times (1000/3600) \times 0.25 \times 68459 = 147377$$

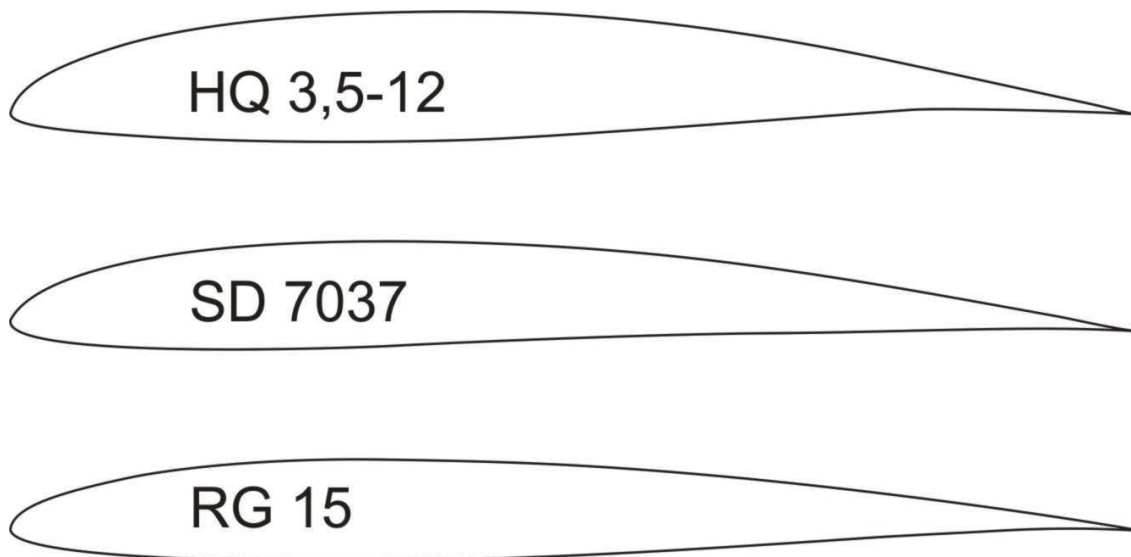
Arredondando e abreviando dizemos $Re = 150k$ (150 mil) para o exemplo acima, para termos uma noção dos Re para outras máquinas e criaturas voadoras:

Avião comercial a jacto em cruzeiro:	Re 14000k
Aeronave ligeira:	Re 1000k
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

Para compararmos vários perfis, usando o exemplo anterior para $Re = 150k$ (correspondente a uma “velocidade reduzida” num planador com 2,4 m de envergadura), vamos estudar uma polar, o nome dado à representação em gráfico das funções dos perfis, de três perfis bastante utilizados: HQ 3,5-12, SD 7037 e RG 15 (ver figura 5), comecemos pelas características dos perfis:

Nome	Espessura	Curvatura	Utilização típica
HQ 3,5-12	12%	3,5%	Planadores escala

SD7037	9,2%	3,0%	Planadores F3J
RG15	8,9%	1,8%	Planadores F3B/F3F



A polar mais utilizada é a de $Cl(Cd)$, coeficiente de sustentação em função do coef. de resistência ao avanço, olhando para cada uma das polares dos três perfis referidos, os pontos mais importantes são:

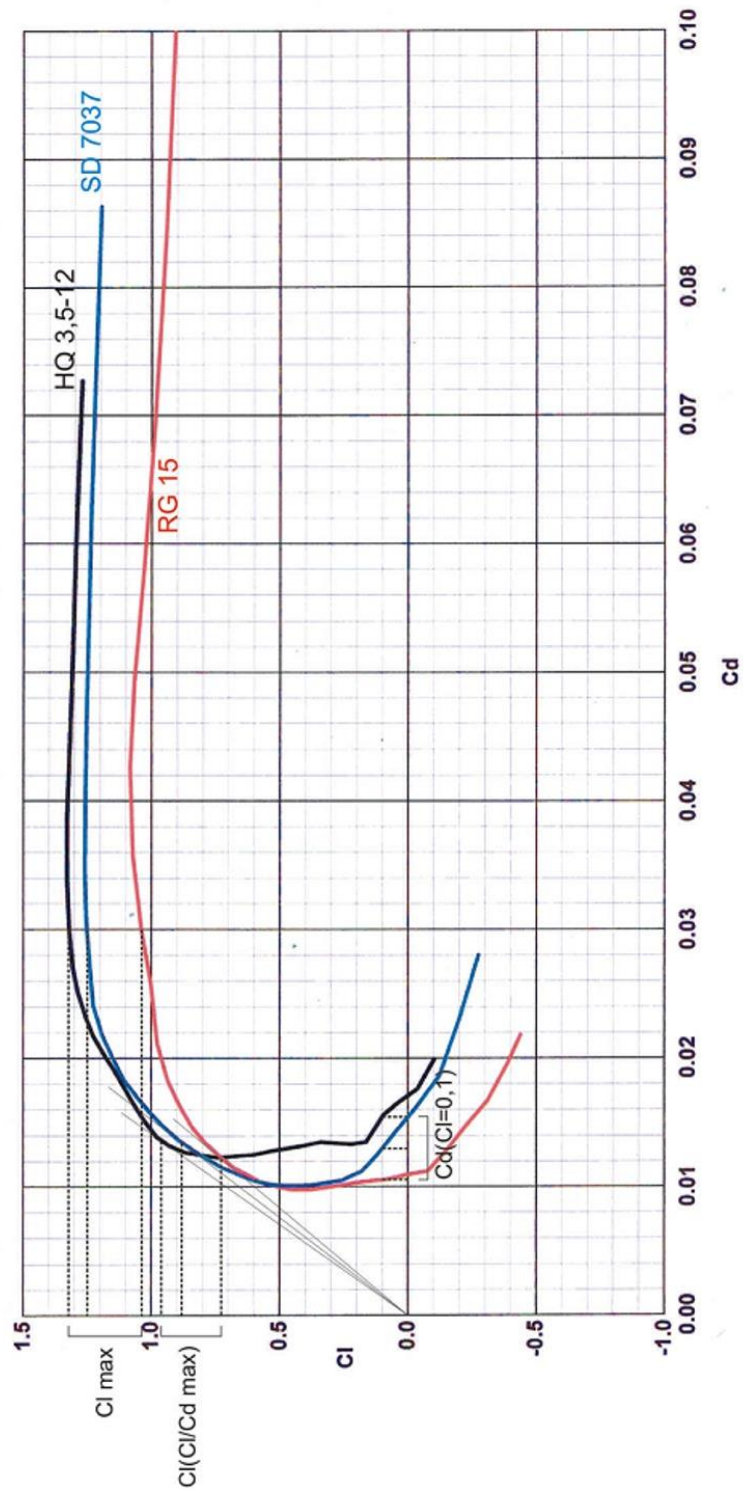
Cl máximo: valor de Cl do perfil ao gerar a sustentação máxima antes da perda, na polar do perfil trata-se do ponto mais acima (para definir um valor estabelecemos o Cl para $Cd = 0,03$ dado as polares prolongarem-se à direita por valores de Cd sem utilidade prática)

O Cl máx. do HQ é de cerca de 1,32, do SD de 1,25 e o do RG cerca de 1,04. Como tal podemos concluir que se o que pretendemos é um perfil para voar lentamente (Cl elevado para grandes ângulos de ataque) certamente não será o RG 15 a melhor escolha dado o HQ fornecer cerca de 30% mais Cl para o mesmo Cd ;

Cl para Cl/Cd máximo: valor de Cl do perfil em que melhor razão obtemos entre sustentação e resistência produzidas, condição que pretendemos para voar mais longe descendo o menos possível, trata-se do ponto resultante da intersecção da semi-recta iniciada na origem do gráfico ($Cl = Cd = 0$) e “apoiada” na polar de cada perfil.

Assim, os valores encontrados são para o HQ um $Cl(Cl/Cd \text{ max}) = 0,96$, para o SD de 0,88 e para o RG 15 de 0,72. Podemos concluir que o RG 15 está também em desvantagem para este regime e o SD num valor intermédio.

Figura 5: Polar Cl(Cd)



C_d mínimo: valor mais baixo de C_d para C_l a valores baixos (inferiores a 0,2), indica a resistência aerodinâmica produzida quando voamos a velocidade mais elevada e como tal com C_l pequenos (não esquecendo que $Re = 150k$ também é aplicável para

um modelo a voar acima dos 31 km/h do exemplo mas com a corda média inferior aos 25 cm do exemplo). Trata-se do ponto mais à esquerda para CI reduzido.

Estabelecendo nesta comparação valores de Cd para CI = 0,1, temos que para o HQ o Cd é de 0,015, para o SD de 0,013 e para o RG 15 é de cerca de 0,0105, donde o Cd nestas condições do HQ é de cerca de 45% superior ao do RG 15 (para CI igual), donde podemos concluir da superioridade do RG 15 para voar mais depressa. Convém não esquecer que apenas analisámos o que acontece para $Re = 150k$, se o nosso domínio desejado de voo para o modelo fosse para o ainda mais lento ou para o mais rápido deveríamos estudar as polares dos mesmos perfis para, respectivamente, Re menores ou maiores, por exemplo $Re = 100k$ ou $Re = 300k$. E tudo isto é hoje facilmente possível com programas disponíveis para o nosso computador pessoal.

Em todas as decisões tomadas na concepção duma máquina voadora o compromisso entre vários factores implica um compromisso entre o desempenho desejado, não é possível ter o óptimo de tudo, apenas (e se acertarmos nos compromissos) o melhor resultado global para os nossos objectivos; na escolha de perfis é particularmente evidente a mesma necessidade de compromisso entre características desejáveis a baixa, média e alta velocidade, espessura do perfil suficiente para uma longarina leve e capaz de suportar a envergadura desejada, velocidade de perda baixa e com entrada em perda dócil, etc., etc.

Apesar da brevidade desta introdução ao estudo das polares dos perfis, podemos agora perceber o tipo de utilização destes três perfis, entretanto algo ultrapassados no seu uso actual, mas bastante típicos nas suas polares, o HQ com uma espessura e curvatura maiores proporciona bom comportamento para CI médio/alto e tem a espessura (12%) para uma longarina da asa eficiente, o RG 15 excede os outros no baixo Cd para baixos CI e é assim indicado para modelos rápidos, quanto ao SD 7037 é um perfil intermédio, quase tão capaz para CI elevado como o HQ mas bem melhor do que este em termos de Cd para CI inferior a 0,6, o ideal para poder apanhar a térmica distante ou fugir da descendente próxima...

3. Carga alar:

Se nos lembrarmos da analogia entre o automóvel numa rampa e o planador em voo das figuras 3 e 4, referimos que a força peso funcionava como “motor” do movimento e sabemos também que se tivermos uma rampa com maior inclinação ou picarmos mais o nosso planador, então a nossa velocidade terminal V_t irá aumentar. O que também é óbvio é que quer num caso quer noutra a distância horizontal percorrida até à base da rampa ou ao contacto com o solo será menor quanto mais inclinada a rampa ou picado estiver o planador (sendo nula a distância horizontal no caso da rampa ou picada verticais).

Imaginemos agora que em vez de se inclinar a rampa ou picar mais o planador se aumenta o peso do nosso automóvel ou do planador, o que acontece? Sabemos intuitivamente que, quer num caso quer noutra, a V_t será superior mas, igualmente importante, a distância percorrida na horizontal será exactamente a mesma, apenas o será em menos tempo.

No caso do planador então o que aconteceu? Aumentámos a sua carga alar, o peso por unidade de área alar, sendo normalmente utilizado em modelos as unidades grama por decímetro quadrado (g/dm^2).

Se inicialmente o nosso planador pesasse 1900 grama e tivesse uma área alar de 60 dm² então a sua carga alar seria de 31,7 g/dm², agora se instalasse uns 400 grama de lastro então a carga alar do modelo passaria a 38,3 g/dm².

Como já referimos, este aumento da carga alar tem como consequências positivas o aumento da velocidade de voo, percorrendo a mesma distância e também a menor sensibilidade à turbulência atmosférica, como consequências negativas tem o aumento da velocidade de perda (preciso de mais sustentação visto ter mais peso e tal só por um ligeiro aumento da velocidade mínima de voo) e o aumento da velocidade de afundamento mínimo (referida mais tarde). Convém também não esquecer as desvantagens “não-aerodinâmicas” que o aumento de peso implica: redução da manobrabilidade (maior inércia), aumento no peso estrutural para ser capaz de suportar o acréscimo de esforços e menor tolerância às aterragens imperfeitas...

Alguns exemplos de cargas alares em planadores r\c:

Nome	Envergadura (m)	Carga alar (g/dm ²)
<i>Fireworks 3 (F3K)</i>	1,5	12
<i>Super-Ava (F3J):</i>	3,68	20,2
<i>Sharon-Pro (F3J):</i>	3,7	28,5
<i>Europhia 2K (F3B) s/ lastro:</i>	3,18	38,5
<i>Europhia 2K (F3B) c/ lastro:</i>	3,18	54,5
<i>Minimoa (escala 1:3)</i>	5,67	55,6
DG 800 (escala 1:3)	6	100,8

4. Velocidade de perda, ângulo de ataque e polares Cl(α) e Cd(α):

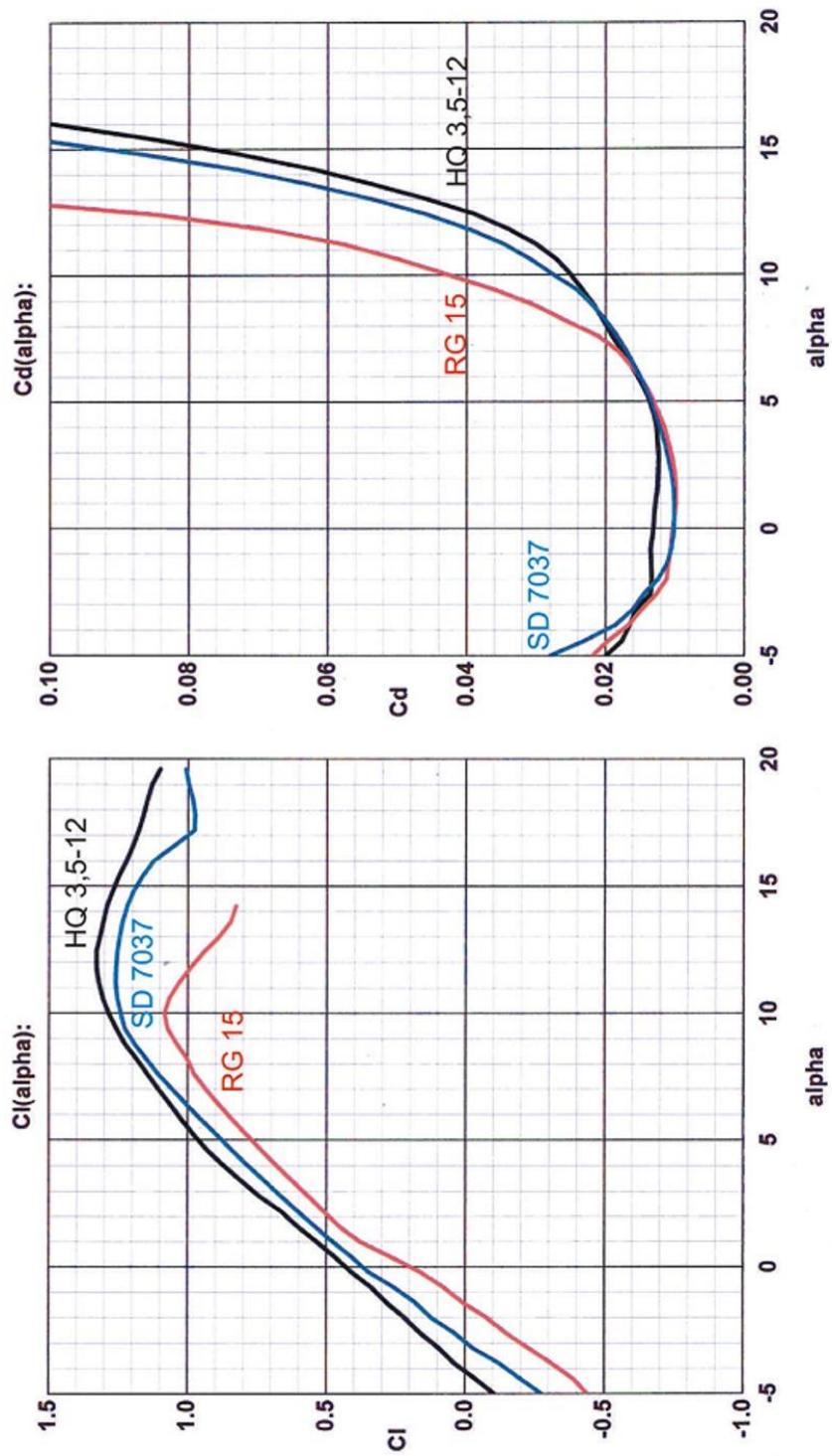
Se voltarmos ao caso do nosso planador da figura 4 e o estabilizarmos numa trajectória perfeitamente horizontal, o que acontece? Como não temos a força componente do peso Wt mas continuamos a ter a força D (resist. aerod.), a velocidade de voo irá diminuir até ao planador entrar em perda, baixando inevitavelmente o nariz e ganhando a velocidade necessária para o voo (se houver altura para tal...).

A velocidade abaixo da qual o escoamento do fluxo de ar já não consegue gerar a sustentação necessária para o voo chama-se velocidade mínima de perda ou, como é comum chamar, simplesmente velocidade de perda.

Este conceito não corresponde rigorosamente à verdade porque na realidade e como se explicará mais tarde, o factor determinante da entrada em perda é o ângulo de ataque aerodinâmico (chamado α, alfa), o ângulo entre a corda do perfil e uma linha horizontal, pois efectivamente e para qualquer velocidade, se este alfa máximo for excedido então o perfil deixa de gerar a força de sustentação (Cl = 0), em simultâneo com um enorme aumento da resistência aerodinâmica (Cd).

Podemos verificar teoricamente este fenómeno novamente recorrendo às polares para Re 150k dos três perfis que analisámos anteriormente, mas agora para as polares Cl(α) e Cd(α), respectivamente o coef. de sustentação e coef. de resist. aerod. em função do ângulo de ataque (ver figura 6).

Figura 6



Para qualquer dos três perfis, o comportamento nas duas polares é idêntico:

- Na polar $Cl(\alpha)$ dá-se o aumento quase linear do Cl com o aumento do α até um valor máximo de α a partir do qual o Cl diminui até “acabar”, o valor para o qual isto acontece é o α de perda (cerca de $14,3^\circ$ para o RG 15 e cerca de $19,6^\circ$ para os HQ e SD). Note-se que antes deste valor do α de perda já o Cl estava a diminuir rapidamente, o máximo do valor de α dá-se para o RG a 10° e para os outros dois perfis a cerca de 12° . Este valor máximo de α indica-nos a “gama útil” de α para cada perfil em termos de Cl .

- Na polar $Cd(\alpha)$, desde $\alpha = 0$ dá-se um aumento exponencial de Cd , atingindo valores “catastróficos” perto do α de perda. Mesmo para os valores de α para Cl máximo (10 a 12 graus) já os valores de Cd “cresceram” bastante.

Pelo anterior podemos caracterizar o fenómeno da perda pela diminuição drástica da sustentação e um simultâneo aumento drástico da resistência aerodinâmica.

Como seria de esperar, perfis mais espessos ou com maior curvatura conseguem não só gerar maiores valores de Cl para α idêntico como também conseguem suportar maiores valores de α com menor Cd , como exemplo e a $\alpha = 10^\circ$, o RG 15 tem $Cl = 10,8$ e $Cd = 0,044$, o HQ 3,5-12 tem $Cl = 12,8$ e $Cd = 0,25$.

Referimos anteriormente que a carga alar influencia directamente a velocidade de perda, naturalmente porque preciso de maior sustentação para maior peso e como as características de Cl do perfil não dependem do peso do modelo, a única maneira de gerar maior sustentação é a de voar um pouco mais depressa. 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 planador a pesar 1900 grama e com a carga alar de $31,7 \text{ g/dm}^2$, então a sua velocidade de perda seria de $24,2 \text{ km/h}$, agora com a adição do tal lastro de 400 grama, a carga alar passa a $38,3 \text{ g/dm}^2$ e pela fórmula a velocidade de perda subiria para os $26,6 \text{ km/h}$, um aumento de cerca de 10%.

5. Factor de carga e perda acelerada:

Voltamos ao nosso planador a voar em trajectória rectilínea, ligeiramente picado, com as forças L (sustentação) e W (peso) em equilíbrio mas agora visto de frente (figura 7).

O que acontece se agora quiser voltar o planador (ver figura 8), por exemplo, um pranchamento (inclinação lateral) de 60° ? Note-se que estou a referir voltar, com variação de rumo e não simplesmente pranchar, como na figura acrobática do tonneaux.

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? Quando pretendo voltar surge uma nova força F , denominada força centrífuga que me “atira” para o lado exterior da volta e que é precisamente para a contrariar que preciso de inclinar ou pranchar o planador 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 .

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 . É normal designar esta relação entre o peso aparente e o peso como factor de carga n ou noutra designação por “gês” (a partir duma relação com a aceleração gravítica terrestre denominada g). Neste caso $n = 2$ ou também poderei dizer que estou a voar a $+2g$.

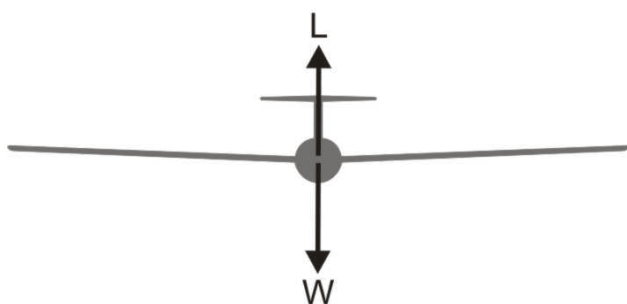


Figura 7

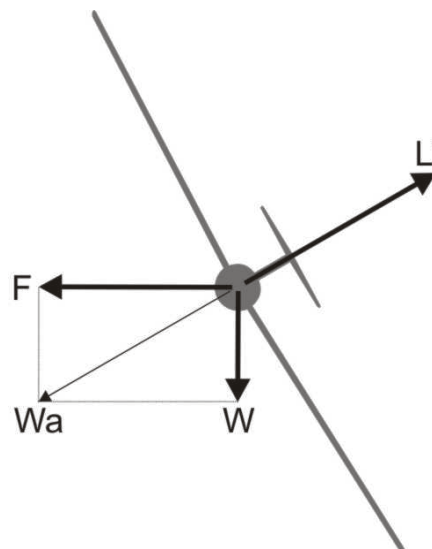


Figura 8

Surgem agora duas implicações interessantes:

- Se o valor de W_a é do dobro de W então isto implica que as nossas asas tem que suportar (e fornecer) 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 (voar nivelado) então a velocidade de perda irá aumentar.

Pelo meu exemplo do planador sem lastro a pesar 1900 grama e com carga alar de $31,7 \text{ g/dm}^2$, se a velocidade de perda a $+1g$ era de $24,2 \text{ km/h}$ então agora como a carga alar duplicou e pela minha fórmula aproximada então a velocidade de perda passou para:

$4,3 \times \sqrt{2} \times 31,7 = 34,23 \text{ km/h}$, um aumento de 40%! 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.

- Se o valor de L' é do dobro de L então terei de arranjar modo das minhas asas fornecerem a sustentação em dobro, ou aumento o CI por aumento do ângulo de ataque ou aumento L por aumento da velocidade de voo, de qualquer dos modos a resistência aerodinâmica irá aumentar e como tal precisarei de picar mais (aumentar a componente de W_t da figura 4) do que no voo nivelado 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 posso “puxar” gês (ou “empurrar” no caso dos gês negativos) laterais também posso “puxar” gês em manobras longitudinais, como será o caso de um vulgar looping e de modo idêntico ocorre o aumento da velocidade de perda.

Naturalmente sabemos que antes de iniciar uma manobra que implique gês, como uma simples volta mais apertada, precisarei de ganhar a velocidade suficiente e/ou não perder velocidade gastando altura, isto é forçoso nos planadores onde não existe o motor capaz de repor a energia gasta neste tipo de manobras ou em figuras acrobáticas.

6. Velocidades de afundamento mínimo e planeio máximo:

Existem dois “regimes” ou “condições de voo” normais para os planadores:

1. Quando se pretende voar o máximo de tempo para uma altura determinada, caso quando se está a aproveitar uma ascendente (térmica ou encosta) e se procura ganhar o máximo de altura no mínimo de tempo possível ou então, não existindo qualquer ascendente se procura maximizar o tempo de voo.

O que pretendemos então é determinar a velocidade para a qual o nosso modelo tem a menor velocidade vertical de descida (a menor V_v da figura 4), a chamada velocidade de afundamento mínimo.

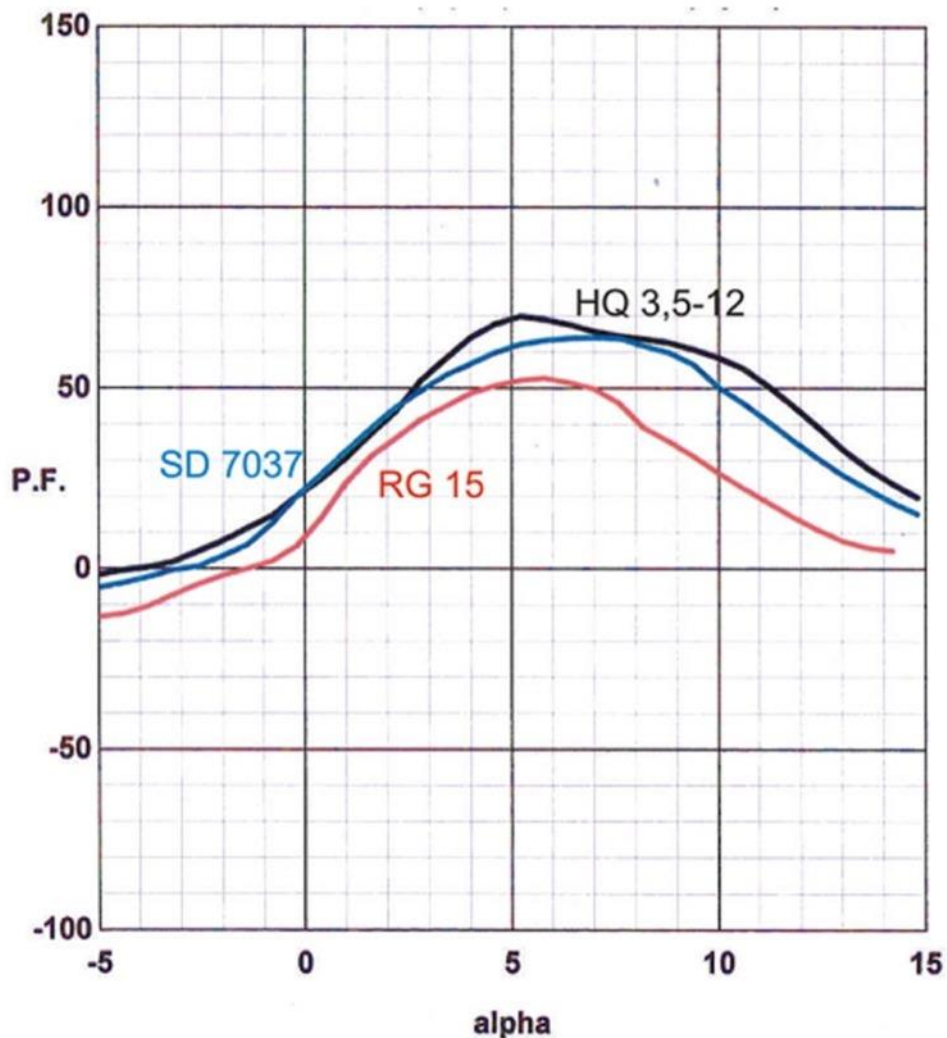
Note-se que nos exemplos anteriores de polares, estas foram elaboradas apenas para os perfis respectivos, não considerando factores de resistência aerod. além do C_d do perfil. Para determinar as velocidades anteriormente referidas temos de considerar um modelo real, com envergadura finita, resistência aerod. de todas as suas partes (fuselagem, empenagens vertical e horizontal, etc.) e fenómenos de interferência aerodinâmica que provocam ainda mais resist. aerodinâmica. Infelizmente, o cálculo numérico dos valores de CL e CD (agora com maiúsculas) dum modelo ou aeronave tripulada é extremamente complexo e de resultados ainda incertos, por exemplo numa aeronave comercial são gastos milhares de horas de ensaio em túnel aerodinâmico para validar as previsões teóricas obtidas.

Demonstra-se que o que pretendemos é o valor máximo de $CL^{1,5}/CD$, também chamado o factor de potência porque numa aeronave com motor corresponde à potência mínima necessária para manter o voo nivelado.

Podemos estudar, apenas para os perfis, a polar $Cl^{1,5}/Cd(\alpha)$ a Re 150k (ver figura 9) e determinar que, respectivamente, para os perfis HQ, SD e RG estes valores obtidos são de 70 a $5,2^\circ$, 65 a $7,5^\circ$ e 52 a 6° . As conclusões imediatas confirmam a superioridade dos perfis com maior espessura e curvatura em termos de factor de potência, ou o que é dizer o mesmo, a sua V_v (velocidade vertical de descida mínima) será bastante inferior, neste caso, à do RG 15, ainda mais importante e nos três perfis estudados, a condição de afundamento mínimo dá-se para valores de ângulo de ataque (α) bastante inferiores (cerca de metade) ao α de Cl máximo determinado na polar $Cl(\alpha)$. É a consequência do rápido aumento de C_d em função de α e aponta, na pilotagem de modelos quando pretendemos voar na máxima duração possível que o

hábito de voar quase à velocidade de perda não será o mais eficiente em termos de performance do perfil.

Figura 9: Polar $Cl^{1.5}/Cd(\alpha)$



2. Quando se pretende percorrer o máximo de espaço para uma altura determinada, caso quando se pretende atingir um alvo de aterragem, uma ascendente distante ou simplesmente regressar ao terreno de voo.

Neste caso pretendemos determinar a velocidade para a maior razão entre a velocidade horizontal e a velocidade vertical de descida (razão ou rácio V_h/V_v na figura 4), a chamada velocidade de planeio máximo.

Demonstra-se que a velocidade pretendida é a correspondente ao máximo de Cl/Cd (para o modelo ou aeronave) ou o que é idêntico para o máximo de L/D , o chamado coeficiente de planeio máximo, valor que nos dá a melhor velocidade para conseguir percorrer maior distância com menor perda de altura.

Na actualidade, os melhores coeficientes de planeio para os planadores tripulados já superam 1:60 (voo 60 metros apenas descendo 1 metro ou percorro 60 km apenas

descendo 1000 metros) enquanto nos melhores modelos de planadores apenas chegam a valores perto de metade, na ordem dos 1:30.

Voltando ao nosso estudo limitado às polares de perfis, já determinamos para Re 150k quais os melhores valores de Cl/Cd na polar $Cl(Cd)$ (ver figura 5). Calculando os valores respectivos Cl/Cd para os perfis HQ, SD e RG obtemos, respectivamente, $0,96 / 0,012 = 68$, $0,88 / 0,0135 = 65$ e $0,72 / 0,0122 = 59$. Pelo que acima afirmámos acerca dos coeficientes de planeio de modelos, estes valores entre 68 e 59 apenas podem servir como critério de comparação entre perfis, como tal podemos deduzir que para este valor de Re , o HQ e o SD apresentam valores de Cl/Cd cerca de 20% melhores que o RG.

Um factor que não referimos mas que influencia decisivamente na realidade a velocidade de planeio máximo é o vento; imaginemos que para o nosso exemplo tínhamos um vento de frente de exactamente 31 km/h e que pretendíamos alcançar um alvo de aterragem, neste caso podíamos muito cientificamente colocar o nosso planador no α óptimo em termos de Cl/Cd máximo que o resultado prático em termos de velocidade terreno (velocidade do modelo – vel. do vento) era ficarmos sempre no mesmo sítio até ao contacto com o solo... Do mesmo modo se o vento estivesse de cauda então o melhor é voar perto da velocidade de afundamento mínimo e descendo menos e voando mais tempo aproveitar a velocidade terreno (vel. do modelo + vel. do vento) de 62 km/h.

Já mencionamos o uso do lastro para aumentar a V_t mantendo a mesma “rampa de descida” ou o que é o mesmo, o mesmo coeficiente de planeio L/D ; embora não seja exactamente assim, na prática podemos pela adição do lastro correcto adequar a carga alar do nosso planador às condições de vento ou tarefa de competição de modo a obtermos coeficientes de planeio quase iguais a velocidades mais elevadas.

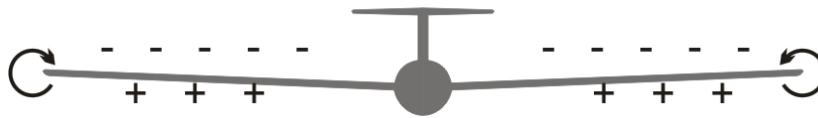
Nos planadores tripulados são estabelecidas por medição as polares L/D para vários valores de lastro/carga alar e depois compete ao piloto voar às velocidades ideais conforme o lastro, vento no percurso, altura e tempo de voo remanescentes, hoje em dia ajudados por calculadores de voo electrónicos com informação de posição/altura por GPS.

Ao piloto de planadores r/c compete apenas pela percepção visual de altura/atitude/velocidade, pelo conhecimento da teoria de voo e das características próprias do modelo (velocidades óptimas, lastro, manobrabilidade, etc.) adequar a técnica de pilotagem às condições externas e à tarefa em curso.

7. Resistência aerodinâmica e alongamento alar:

Como já sabemos, uma asa cria a força de sustentação pela diferença de pressões entre o extradorso (pressão inferior à atmosférica) e o intradorso (pressão igual ou 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 (ver figura 10).

Figura 10



Estes turbilhões são responsáveis pela resistência aerodinâmica induzida D_i e são directamente proporcionais ao CL da asa elevado ao quadrado, dado que para um maior CL terei maiores diferenças de pressão entre o extra e o intradorso. E claro que ao referirmos CL elevado estamos também a ponderar velocidades reduzidas.

Para baixas velocidades (perto da perda ou do afundamento mínimo) a D_i constitui cerca de 70% da resistência total do planador enquanto para velocidades elevadas o factor principal (cerca de 60%) é o C_d do perfil, seguido das resistências parasitas e de interferência, o factor D_i será inferior a 5% da resist. aerod. total.

Já referimos que do ponto de vista de C_l e C_d do perfil que o voar muito perto da vel. de perda não seria o mais eficiente devido ao elevado valor de C_d para α elevado, como agora sabemos, também em termos de C_{Di} o voo a grandes CL da asa implica grande resistência aerodinâmica induzida.

Como é desejável que um planador obtenha não só valores de C_D/C_L elevados para bom coeficiente de planeio mas também valores de $CL^{1.5}/C_D$ também elevados para uma baixa velocidade vertical de descida (V_v) à velocidade de afundamento mínimo e assim poder aproveitar as ascendentes, é forçoso que se recorra à melhor maneira de reduzir a resistência induzida, o alongamento alar.

O alongamento é definido como a razão entre a envergadura (b) elevada ao quadrado e a área alar (S) ou, o que é idêntico, pela envergadura a dividir pela corda média (c):

$$A \text{ (de "aspect ratio")} = b^2 / S = b / c$$

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

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

Sabendo que $C_{Di} = CL^2 / \pi \times A$, ou seja que C_{Di} é inversamente proporcional ao alongamento alar, então percebemos porque é que os planadores mais vocacionados para o voo térmico necessitam daquelas enormes asas bem fininhas.

Pensemos no nosso exemplo e que queríamos reduzir para metade a nossa C_{Di} , então, não alterando o valor da corda média nem a velocidade de voo (e por consequência o mantendo o Re estudado nas polares), bastaria duplicar a envergadura para 4,8 m pois o novo valor de A seria:

$$A = 48 / 2,5 = 19,2$$

Mas não nos esqueçamos de nada? Efectivamente, se duplicámos a envergadura e mantivemos a corda média então também duplicámos a área alar ($48 \times 2,5 = 120 \text{ dm}^2$) e se então (muito irrealistamente...) conseguíssemos manter o peso original do nosso planador isso também implicava que a carga alar teria sido reduzida para metade... Claro que isto não é possível porque mais área alar implica sempre maior

peso, agravado especialmente pelo facto de que preciso duma longarina mais forte para suportar uma alavanca (meia envergadura da asa) com o dobro do braço.

Mesmo admitindo que a carga alar sofra apenas uma redução de 20%, isto implica que posso voar o meu modelo com um CI do perfil inferior para a mesma velocidade, admitindo uma redução proporcional de 20% no CI e como sabemos que CDi é também directamente proporcional a CL da asa ao quadrado (ou seja, teria só pela redução do novo CI para 80% do anterior um valor de CDi igual a 64% do anterior, porque $0,8 \times 0,8 = 0,64$) e como duplicámos A então o Cdi do planador com a envergadura dupla seria apenas de 32% do anterior, ou seja reduzimos em mais de 2/3 a resistência induzida CDi. Assim podemos perceber que ganhamos de duas maneiras muito importantes ao aumentar a envergadura dum planador, pela diminuição da carga alar ou do CI necessário e pelo aumento do alongamento alar.

Os inconvenientes dos grandes alongamentos são a dificuldade e preço de realizar as longarinas convenientes, os problemas de inércia e rigidez em flexão e torção duma asa deste tipo, a dificuldade de pilotagem pela manobrabilidade reduzida, etc. Se nos planadores tripulados já se chegou ao extremo dum alongamento alar de 51,3 (motoplanador bilugar *eta*, com 30,9 m de envergadura), nos modelos os valores são mais modestos, apresentamos alguns exemplos:

Nome	Envergadura (m)	Alongamento
<i>Fireworks 3</i> (F3K)	1,5	10,4
<i>Europhia 2K</i> (F3B):	3,18	12,3
<i>Super-Ava</i> (F3J):	3,68	14,5
<i>Sharon-Pro</i> (F3J):	3,7	22,2
<i>Minimoa</i> (escala 1:3)	5,67	16,2
ASH-25 (escala 1:3,75)	6,93	39,0

Se o que pretendermos for um modelo para voar rapidamente então o factor primordial é o perfil e as suas características de baixo Cd para Re mais elevados, uma asa de alongamento elevado é desnecessária e mesmo prejudicial; do mesmo modo para um modelo de acrobacia que terá que suportar elevados factores de carga e requisitos de grande manobrabilidade, a inércia e fragilidade duma asa de elevado alongamento não é adequada.

Para finalizar, espero que tudo o acima explicado possa ajudar a perceber o porquê das opções feitas num modelo de planador na sua concepção aerodinâmica, tais como o perfil, carga alar, envergadura e alongamento e que com este conhecimento seja possível uma pilotagem mais segura e eficiente.

Referências:

Model Aircraft Aerodynamics, 3ª Edição, Martin Simons, Argus Books, 1994
a cegonha, Boletim da LIPA, nºs 4,5 e 6, "Acrobacias", artigos do autor, 1995

Elaboração das polares:

Programa para PC Profili 2.19 Pro, Stefano Duranti, www.profil2.com