CAPÍTULO I

TEORIA DO VOO
FUNDAMENTOS

ELEMENTOS DE AERODINÂMICA

Para se conseguir que um aeromodelo execute um voo harmonioso e equilibrado, não basta apenas aplicar, durante a fase de construção, os mil cuidados e rigores indispensáveis ao perfeito ajuste de todas as peças e à montagem correcta das estruturas. Torna-se absolutamente necessário conhecer, pelo menos, os rudimentos das leis fundamentais do voo, isto é, como se comportam os diversos corpos ao deslocarem-se no seio do ar e as reacções que esses movimentos originam.

Sem a pretensão de querermos aprofundar a matéria, demasiado vasta e complexa para caber na índole de uma publicação como esta, tratemos dos chamados fenómenos aerodinâmicos, para que se fique com uma ideia geral do fundamento das forças que actuam num aerodino em voo.

TÚNEIS AERODINÂMICOS

Antes de entrarmos na análise dos fenómenos que dão origem à resistência do ar, vejamos como e onde se estudam esses fenómenos.

Todos os corpos, que se deslocam inteiramente na atmosfera, estão sujeitos, por virtude do atrito e reacção do ar, a certas forças que determinam o seu comportamento. Normalmente, as experiências relativas a esse comportamento são efectuadas em *túneis aerodinâmicos*, considerados autênticos laboratórios do ar, onde se reproduzem condições de voo e se estuda a acção do ar sobre perfis de asas, hélices, aeromodelos e até sobre aviões reais.

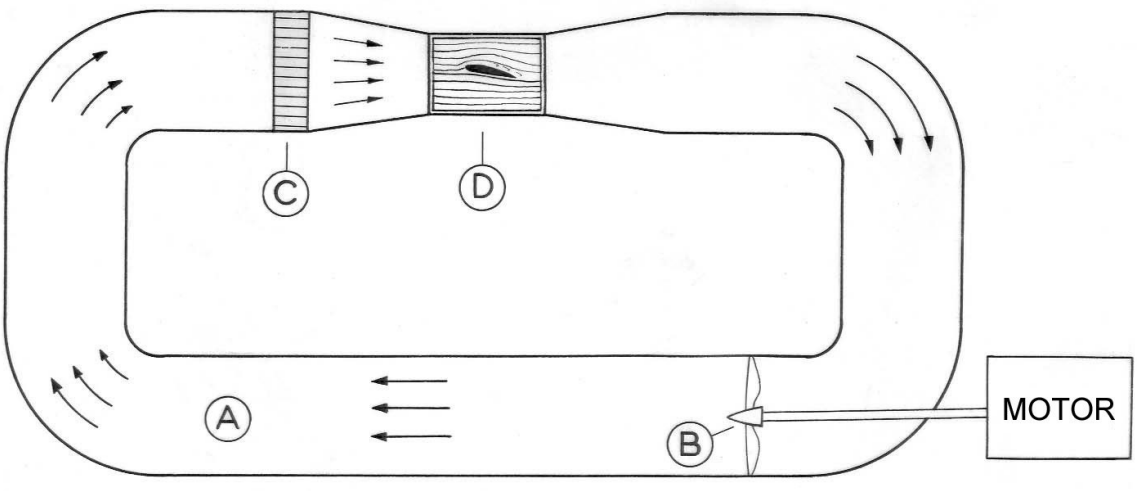


Fig. 1 – Esquema simplificado de um túnel de circulação fechada

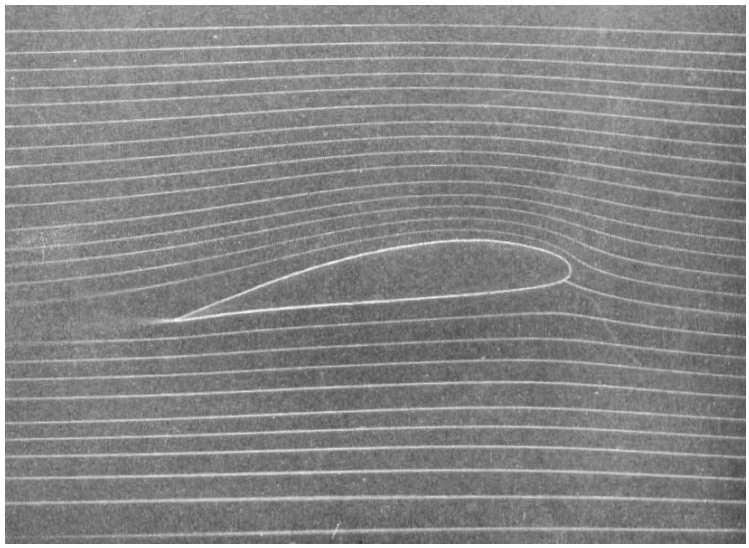
Os túneis aerodinâmicos, dos quais se dá um exemplo na figura 1, são constituídos, geralmente, por uma conduta (**A**), no interior da qual está instalado um compressor (**B**), accionado por um motor, que imprime determinada velocidade ao ar. Este passa por um filtro celular (**C**), que tem por missão fornecer à câmara de provas (**D**), onde se encontra o corpo para estudo, uma corrente de ar, isenta de turbilhões, isto é, um jacto certo, constituído por camadas de trajectórias rectilíneas e paralelas, a que se dá o nome de *linhas de corrente* ou *veia fluída*.

As linhas de corrente não são mais do que a representação gráfica da trajectória das moléculas do ar, no seu movimento.

O corpo a estudar é ligado, na câmara de provas, a balanças especiais e outros instrumentos de medida, para se poderem calcular com precisão os valores das forças que intervêm no voo.

Muitas vezes interessa apenas verificar os fenómenos e, nestes casos, costuma juntar-se ao ar, depois do filtro, gases coloridos ou fumos brancos, para que as linhas de corrente sejam visíveis a olho nu e fotografadas (fig. 2).

Fig. 2 – Espectro aerodinâmico de um perfil alar (foto Lippisch).



À imagem que representa as linhas de corrente em torno do corpo ensaiado chama-se *espectro aerodinâmico*.

Importa agora esclarecer que, *quer um corpo se desloque a uma certa velocidade no ar calmo, quer seja uma corrente de ar de velocidade igual a investir o corpo, a acção exercida pelo ar sobre o corpo é a mesma*, isto é, os fenómenos aerodinâmicos que se notam no caso de um avião voando, no ar em repouso, são idênticos aos que se verificam com o caso do avião parado e o ar em movimento.

Assim, segundo este princípio, se adoptaram, por comodidade de estudo e compreensão, os túneis aerodinâmicos, cujo sistema, como vimos, considera os corpos fixos atacados por uma corrente de ar.

Posto isto, tomemos finalmente contacto, embora elementar, com os fenómenos que dão origem à resistência do ar.

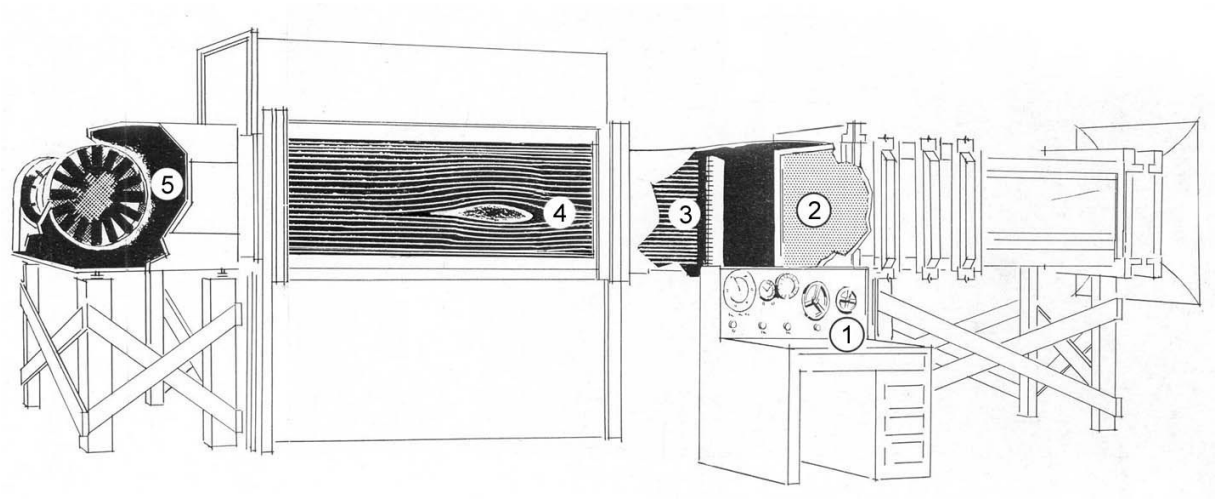


Fig. 3 – Túnel de circulação aberta (dos Laboratórios do Dr. Lippisch) com: painel de Instrumentos (1), filtros regularizadores (2), cachimbos de fumo (3), câmara de provas (4) e motor que, por intermédio de uma turbina (5), aspira o ar para o exterior.

RESISTÊNCIA DO AR

Como se opera essa resistência?

O ar é um gás e, como todos os gases, compõe-se de um agregado de pequenas partículas, a que se chamam moléculas [1].

Quando fazemos deslocar no ar qualquer objecto, as moléculas do ar têm de desviar-se, afastando-se umas das outras para dar passagem ao corpo, visto que não podem passar através dele.

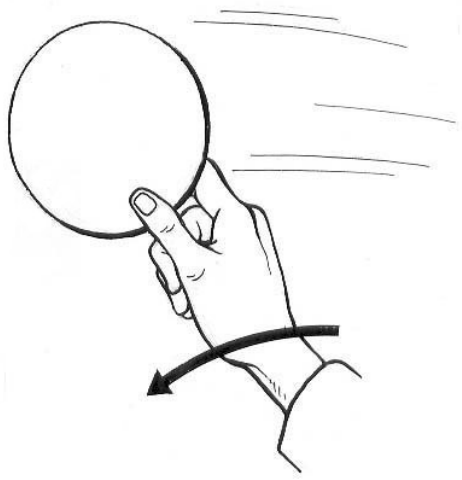


Fig. 4

Assim, por exemplo, se fizermos deslocar no espaço um disco de cartão como mostra a figura 4, notamos imediatamente que, para o fazermos avançar, teremos de empregar uma certa força.

A pressão que notamos no disco não é mais do que a força que foi necessário despender para desviar o ar à passagem do corpo, separando as suas moléculas.

O disco, no seu movimento, separa portanto as partículas do ar, obrigando-as a contornar o obstáculo até aos bordos e a juntarem-se de novo na face posterior.

Sabe-se que um automóvel, animado de certa velocidade, não pode descrever uma curva muito apertada. Assim, também as moléculas do ar em virtude da velocidade do movimento, não se desviam em ângulo recto, mas começam a contornar o disco antes de o tocarem, descrevendo curvas suaves (fig. 5).

[1] 1 cm^3 de ar contém aproximadamente 30 000 triliões de moléculas.

Todavia, nós sabemos que, à medida que a velocidade do automóvel aumenta, a curva por ele descrita terá de ser mais aberta. Assim, também, se aumentarmos a velocidade do disco, as moléculas do ar começarão a separarem-se muito antes de o atingirem e a juntarem-se mais adiante também. (fig. 6).

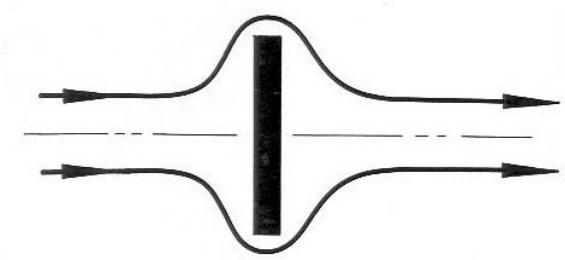


Fig. 5

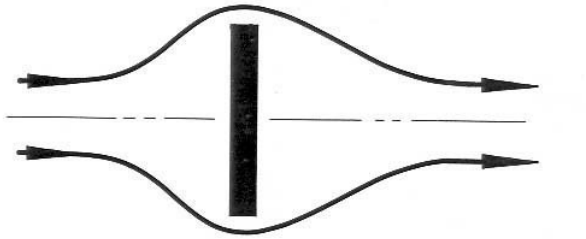


Fig. 6

Ocorre então perguntar se, na zona central, se estabelece um vazio, já que ela não é preenchida pela veia fluida.

É isso, na realidade, que tenderia a acontecer; todavia, como não é possível a existência de duas zonas definidas, uma de alta pressão, outra de muito baixa pressão, sem que se misturem, elas tendem a equiparar-se. O que existe, portanto, é um movimento, no sentido de fora para dentro, tendente a encher o vazio, que, combinando com a deslocação do ar, dá origem a um movimento curvilíneo, como representa a figura 7.

Assim, geram-se, atrás do disco, movimentos desordenados de ar – a que se chamam *turbilhões* –, a fim de efectuar a necessária mistura do ar, que corre à volta do disco, com o que se encontra na face posterior.

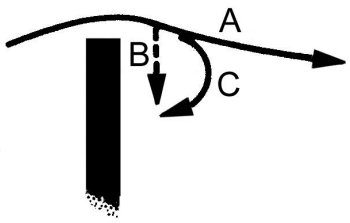


Fig. 7 – A – Movimento do ar
B – Movimento tendente a encher o vazio
C – Movimento resultante

Consideremos agora o disco na câmara de provas dum túnel, sujeito a uma corrente de ar, e estudemos o seu espectro aerodinâmico (fig. 8).

As partículas de ar que, como já atrás se enunciou, tendem a percorrer trajectórias rectilíneas e paralelas, ao encontrarem o obstáculo são obrigadas a contorná-lo até aos bordos e a precipitarem-se na face posterior em movimentos turbulentos, criando reacções no disco.

À frente, forma-se uma *pressão*, porque, para obrigar o ar a desviar-se do seu caminho normal, é necessário que o disco exerça sobre ele uma certa força, que se traduz num aumento de pressão no ar.

Por outro lado, na face posterior, o ar tem tendência a seguir em frente, pelo que é necessário forçá-lo a contornar o disco. Isto é, torna-se também inevitável exercer sobre o ar uma força que, neste caso, como é óbvio, determina uma diminuição de pressão ou, simplesmente, uma *depressão*.

Assim, o ar exerce sobre o disco, à frente, forças de pressão e, atrás, forças de depressão, cuja resultante está aplicada no centro do disco e dirigida no sentido da corrente de ar.

Esta força que o ar exerce sobre o disco é igual à força que o disco exerce sobre o ar, embora de sentidos opostos. À primeira – à reacção do ar sobre o disco – chama-se *resistência do ar*. A segunda – a acção do disco sobre a veia fluida – representa a força que é necessário aplicar no disco para o fazer deslocar no ar.

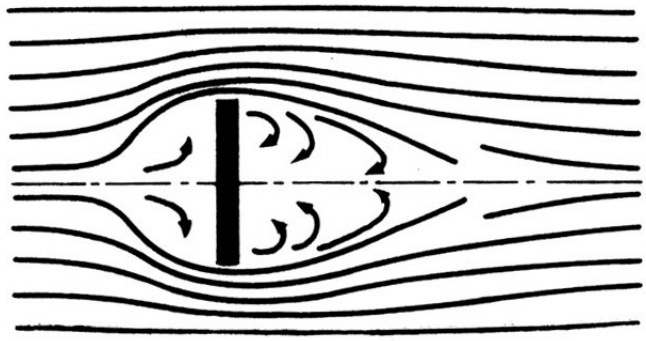


Fig. 8 – Espectro aerodinâmico do disco

Como se vê pela figura 9, que representa a *distribuição de pressões* [2] a disposição das forças faz-se equitativamente em volta do centro *C*, e compreende-se porquê, dado o aspecto simétrico da passagem do ar em tomo do disco.

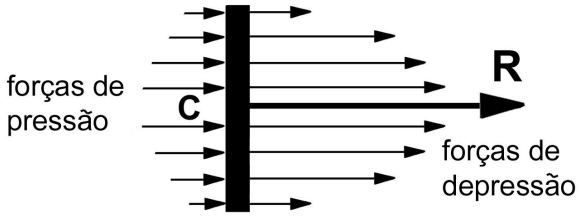


Fig. 9 – Distribuição e resultante das pressões sobre o disco

Portanto, a resultante ***R*** está aplicada no ponto ***C***, com a mesma direcção do deslocamento e de sentido inverso.

A forma do espectro aerodinâmico dum disco é semelhante, quer seja de grandes dimensões, ou de proporções reduzidas. Assim, a distribuição de pressões será equivalente para ambos.

Sabendo-se que a força ***R*** é igual à diferença de pressões vezes a área do disco, a resistência do ar será, portanto, proporcional a essa área.

Assim, pode dizer-se, de um modo geral, que *a resistência do ar, para um corpo qualquer, varia com a área frontal* [3] *desse corpo.*

Por outro lado, para a mesma área frontal – partindo ainda do princípio de que a resistência é a força igual ao produto da diferença de pressões pela área frontal – quanto menor for essa diferença, menor será também a resistência.

---

[2] Entende-se por distribuição de pressões a representação gráfica das pressões negativas (forças de depressão); pressões positivas (forças de pressão), que actuam no corpo.

[3] Área frontal é a superfície da maior secção perpendicular à direcção das linhas de corrente.

Verifica-se, pois, que *a resistência do ar varia com a distribuição de pressões.* Já vimos que a pressão aparece da necessidade que o ar tem de se desviar ao aproximar-se do disco.

Portanto, do mesmo modo que o automóvel vira mais facilmente ao descrever uma curva de grande raio, também o ar ficará sujeito a uma pressão tanto menor quanto mais suave for a curvatura das linhas de corrente.

Por motivo idêntico, depois de passar o disco, também quanto mais aberta for a curvatura das linhas de corrente, menor será a depressão e a tendência a formar turbilhões.

Assim, *as formas que determinarem a menor curvatura da veia fluida serão as mais aerodinâmicas,* porque, para a mesma área frontal e para a mesma velocidade, estabelecem a menor diferença de pressões.

No que respeita à *velocidade*, outro factor fundamental da resistência do ar, é lógico admitir que, quanto mais elevada ela for, maior dificuldade haverá em obrigar o ar a adaptar-se aos corpos que se deslocam no seu seio. E assim é: quanto maior for a velocidade, maiores serão as forças de inércia das moléculas de ar, maiores terão de ser, pois, as forças de reacção do corpo sobre o ar e, portanto, a resistência do ar.

Sabendo-se que as forças de inércia variam com o quadrado da velocidade, teremos de concordar que *a resistência do ar é proporcional ao quadrado da velocidade.*

Resumindo, podemos pois afirmar que *a resistência do ar varia*:

1) Com a área frontal;
2) Com a distribuição de pressões que, por sua vez, varia com a forma e com a velocidade.

Ainda no que respeita à forma dos corpos, transcreve-se a seguir um quadro do valor relativo da resistência para diversos sólidos do mesmo diâmetro, com os respectivos espectros aerodinâmicos.

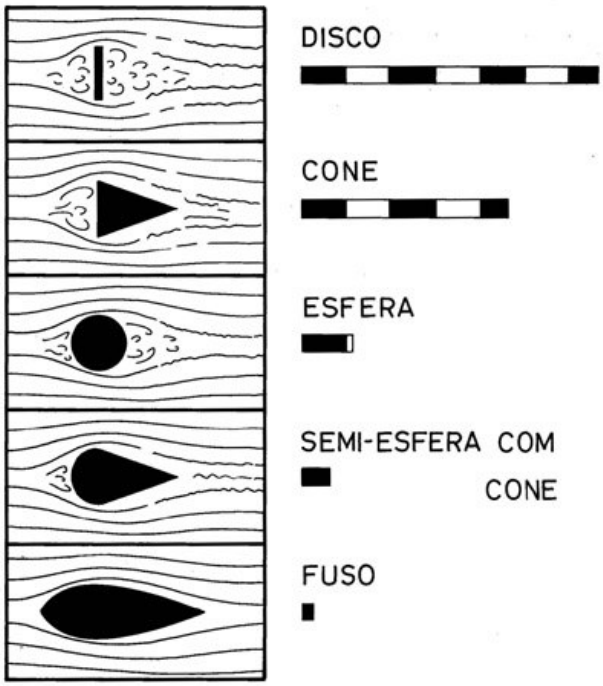


Fig. 10 – Valor relativo da resistência para diversos sólidos do mesmo diâmetro

Verifica-se que, de um modo geral, à medida que os corpos vão sendo alongados, o comportamento das partículas de ar se toma menos turbulento, obtendo-se trajectórias quase regulares da veia fluida no caso da forma fuselada. Aliás, se observarmos o espectro aerodinâmico do disco, verificamos que a zona turbulenta tem sensivelmente a forma de um corpo fuselado. Na realidade, esta forma, muito característica nos aviões, por ser a que cria menor resistência ao avanço, foi obtida pelo preenchimento da zona de turbulência criada em redor do disco. Ela permite que as partículas de ar se desviem à frente, sem virarem violentamente, ao aproximarem-se do corpo, e o contornem de uma forma suave, unindo-se de novo sem movimentos desordenados.

A forma fuselada é, pois, a mais racional a dar aos corpos que se desloquem inteiramente na atmosfera.

Procuremos, agora, de acordo com o que fica dito, a expressão matemática da resistência do ar.

1) A resistência é proporcional à superfície:

$$R = K_1 \cdot S$$

2) A resistência é proporcional às forças de inércia que, por sua vez, são iguais à pressão dinâmica:

$$R = K_2 \cdot \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$$

Em que $\boldsymbol{\rho}$ é a densidade do ar e $\boldsymbol{V}$ a velocidade;

3) A resistência depende da forma, e arbitrou-se como coeficiente de forma o coeficiente de proporcionalidade entre a resistência e $S \cdot \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$

Logo, $R = K \cdot S \cdot \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$

Exprimindo a resistência em kg, a superfície em m^2 e a velocidade em m/s, vem:

$$R = K \frac{S \cdot V^2}{16}$$

para o valor de $\boldsymbol{\rho}$ ao nível do mar, temperatura de 15 ºC e pressão de 760 mm de mercúrio (atmosfera padrão) (*).

O coeficiente de forma, para aeromodelos de contornos aerodinâmicos, pode considerar-se aproximadamente igual a 0,1.

No caso do disco, o valor $\boldsymbol{K}$ atinge 0,66 ; no caso do cilindro, 0,5 ; da esfera, 0,11 e do corpo fuselado, 0,05.

SUSTENTAÇÃO

Vimos que todos os corpos, que se movem inteiramente no seio da atmosfera, necessitam ter uma forma determinada para evitar, quanto possível, a resistência do ar.

Vejamos agora como consegue voar um avião, isto é, quais os elementos de que ele se serve para conseguir sustentar-se no ar, e como se criam as forças que originam essa sustentação.

É a asa que assegura a sustentação. É exactamente a acção do ar sobre a asa em movimento que cria determinadas forças, que chegam para suportar todo o peso do avião.

(*) **Nota da Edição Digital:** Ao tempo em que a primeira edição deste livro foi realizada, era corrente o valor de uma força ser expresso em kg(f) e foi para essa unidade que esta expressão prática foi dimensionada. Hoje, usando o Sistema Internacional de Unidades (SI), o valor de *R* será expresso em *N* (newton), o que, para uma densidade do ar $\rho = 1{,}293$ kg/m^3, nas condições PTN, será dado por:

$$R = 0{,}65\ K \cdot S \cdot V^2$$

Na maior parte dos aeromodelos, a sustentação é assegurada por mais um elemento: o estabilizador ou empenagem horizontal. Neste caso, a asa e o estabilizador tomam a designação genérica de *planos sustentadores*.

Para que melhor se possa compreender como esses planos criam sustentação, comecemos por considerar, no interior da câmara de prova de um túnel, uma superfície plana – uma lâmina rectangular, por exemplo – deslocando-se com uma certa inclinação.

A essa inclinação, isto é, ao ângulo formado pela direcção das linhas de corrente com o plano da lâmina, chamaremos *ângulo de ataque*.

Verifica-se pelo respectivo espectro aerodinâmico (fig. 11) que o ar já não se distribui simetricamente, como no caso do disco.

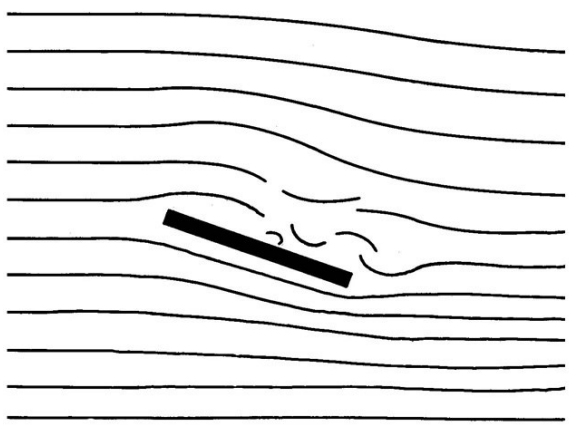


Fig. 11 – Espectro aerodinâmico da lâmina inclinada

Na parte inferior da lâmina, vê-se que as camadas de ar se comprimem, dando lugar a uma certa *pressão,* e nota-se, na parte superior, determinada rarefacção do ar, ou *depressão,* donde se conclui que tudo se conjuga para que a lâmina sofra uma impulsão para cima, resultante da soma da pressão que se gera na face inferior com a depressão que se forma na face superior.

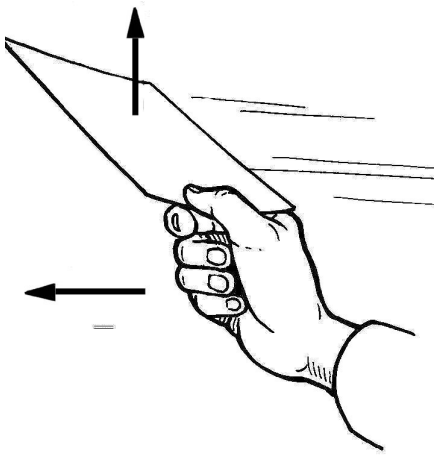


Fig. 12 – Ao fazermos deslocar no espaço uma folha de cartão inclinada, notamos que ela tende a elevar-se.

Analisemos, agora, o espectro aerodinâmico simplificado de uma lâmina curva.

Como se vê na figura 13, e compreende-se que assim seja, as linhas de corrente contornam a placa curva mais suavemente, fazendo-se portanto a distribuição de pressões de uma forma mais uniforme.

Ao contrário do disco, em que as pressões se distribuem de uma forma simétrica, neste caso das lâminas, verifica-se que a distribuição de pressões se faz como indica a figura 14, isto é, que os valores são mais elevados próximo do bordo da frente, o que faz com que o ponto de aplicação da

força ***R*** - resultante da soma das pressões e das depressões, a que se chama *reacção do ar* - se não mantenha no centro, como no caso do disco, mas se desloque para a parte anterior da lâmina.

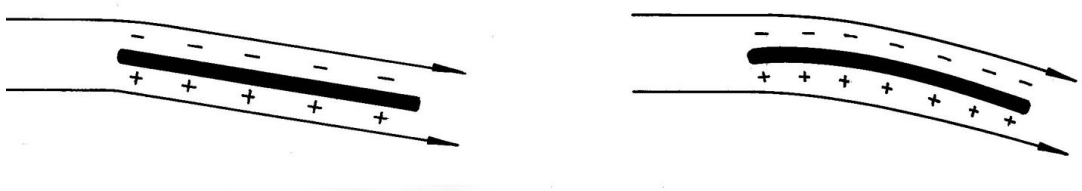


Fig. 13

Nota-se ainda que a depressão é muito superior à pressão, o que quer dizer que a lâmina é muito mais aspirada que impulsionada.

A lâmina curva não é, todavia, usada na prática, em especial, pela impossibilidade de assegurar uma construção da asa suficientemente resistente.

Assim, a secção de uma asa, a que se dá o nome de *perfil alar*, apresenta uma forma especial, de boa penetração, normalmente constituída por linhas curvas, tanto na parte superior como na inferior

À frente, o perfil é geralmente arredondado e, na retaguarda, bastante afilado.

O perfil alar, no entanto, e sob o ponto de vista aerodinâmico, não é mais do que uma superfície curva envolvida por superfícies superiores e inferiores que dão espessura suficiente para assegurar uma estrutura resistente da asa, não alterando, por outro lado, as características originais de sustentação da placa curva.

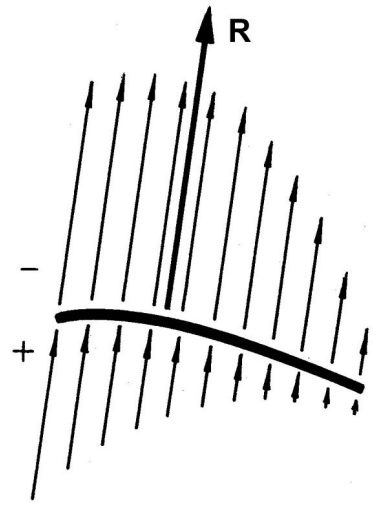


Fig. 14 – Distribuição de pressões na placa curva

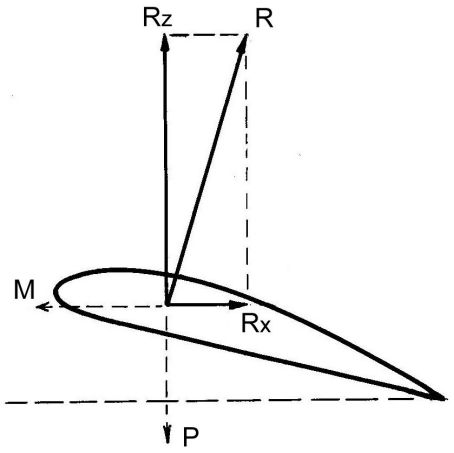


Fig. 15

Pode, pois, dizer-se que a secção de uma placa curva representa a linha média do perfil alar.

A asa comporta-se de forma análoga à lâmina curva; logo a distribuição de pressões é também semelhante e a força ***R*** (reacção do ar) estará, portanto, situada junto do bordo anterior do perfil e aplicada no *centro de pressão*. No perfil alar este centro encontra-se, mais ou menos, a $^1/_3$ do bordo da frente, para ângulos de ataque reduzidos.

Ao decompormos a força ***R*** obtemos um vector ***Rx***, paralelo à direcção da corrente de ar, e outro perpendicular, representado por ***Rz.***

A componente ***Rz*** *é a sustentação*, que se opõe ao peso do aeromodelo, e a componente ***Rx*** a *resistência ao avanço*, que se torna necessário vencer para assegurar o movimento (fig. 15).

A sustentação é sempre a componente perpendicular à direcção do deslocamento e a resistência ao avanço a componente que tem o mesmo sentido da corrente de ar relativa [4].

Contudo, ao fazermos variar o ângulo de ataque do perfil, todos os restantes elementos se modificam. Na verdade, com a alteração do ataque obtemos um espectro aerodinâmico diferente e, consequentemente, uma variação na distribuição de pressões e respectiva resultante.

Assim, dado que todos os outros elementos (sustentação, resistência e centro de pressão) estão dependentes da força ***R***, as suas grandezas e posições são naturalmente alteradas.

Pelo exame das figuras verifica-se que, em virtude do aumento do ângulo de ataque, a reacção aerodinâmica ***R*** inclina-se para trás e atinge um valor mais elevado. A grandeza das forças de sustentação e resistência aumenta também e o centro de pressão desloca-se para a frente.

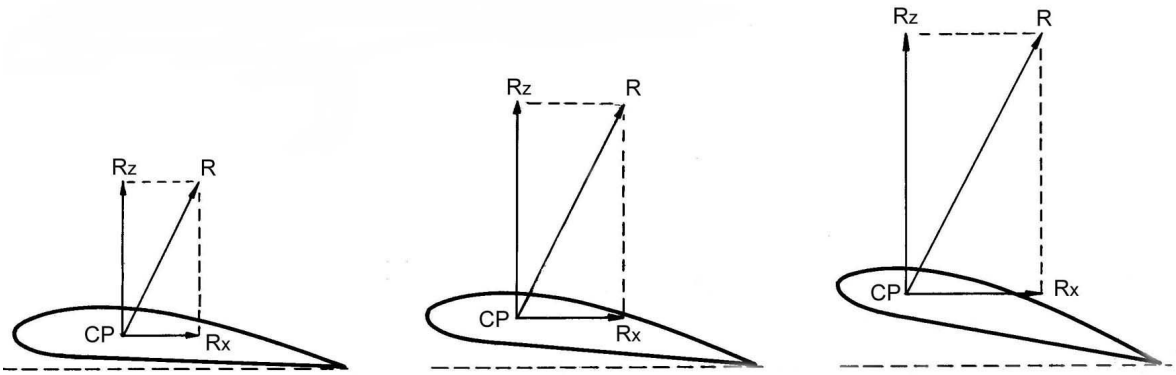


Fig. 16

[4] A corrente de ar relativa é determinada pela direcção do ar, em relação ao avião. Se o avião voa horizontalmente, a corrente de ar relativa é horizontal. Se o avião "pica" ou "cabra", a direcção do vento relativo é oblíqua. Assim, a direcção da corrente de ar relativa confundir-se-á com a direcção da deslocação e o sentido será exactamente oposto ao do movimento do avião (fig. 17).

Fig. 17

Teorema de Bernoulli

Temos vindo a considerar, até aqui, que o perfil alar e a placa criam forças de sustentação, quando colocados com uma certa inclinação em relação à veia fluida. Sabe-se, contudo, que, enquanto a lâmina plana só tende a elevar-se quando inclinada, o perfil cria ainda sustentação apreciável colocado a 0º. Na realidade, a sustentação no perfil alar só deixa de existir quando este atinge um ângulo de ataque negativo de poucos graus, que se chama *ângulo de sustentação nula.*

Vejamos, então, como um perfil colocado a 0º cria sustentação.

Um corpo em movimento é susceptível de produzir trabalho mecânico. Por exemplo uma bala disparada contra um alvo, em virtude da alta velocidade de que está animada, produz trabalho, destruindo o alvo.

À capacidade que os corpos possuem de produzir trabalho mecânico, pelo facto de se encontrarem em movimento, chama-se *energia cinética*.

Um corpo pode ainda produzir trabalho por ocupar uma certa posição no espaço, à qual foi levado vencendo determinadas resistências. É o caso do martelo-pilão, cuja massa, levantada a uma certa altura, isto é, vencida a força da gravidade, quando abandonada cai, conseguindo enterrar no solo grandes estacas.

Nestas condições, diz-se que os corpos possuem *energia potencial*, quer dizer, energia possível.

Consideremos agora o exemplo de uma mangueira, lançando um jacto de água.

Se taparmos a saída, a pressão da água exercida sobre as paredes da mangueira aumentará. Ao contrário, se deixarmos correr livremente a água, a pressão diminuirá, tanto mais quanto maior for a velocidade da água.

0 fenómeno pode ver-se claramente, se se usar uma parede pouco espessa e bastante elástica: tapando a saída, o diâmetro da mangueira aumentará de forma visível, denotando um crescimento da *energia de pressão*.

Assim se verifica que, *quando aumenta a energia cinética, diminui a energia de pressão, e vice-versa.*

Sabe-se que, de um modo geral, quando a energia potencial se transforma em energia cinética e esta em energia de pressão, a quantidade que diminui em uma delas é aumentada na outra, ou nas outras, e reciprocamente, de modo que a soma das três espécies de energia é sempre constante.

Estes foram, afinal, os resultados a que chegou DANIEL BERNOULLI, cuja lei geral de um fluido em movimento (e o ar, caso que nos interessa sobremaneira, é um fluido) é assim enunciada: *a soma das energias potencial, cinética e de pressão é constante*.

No caso da sustentação, por consideramos o movimento horizontal, desprezamos a energia potencial que, nos aerodinos em voo, se manifesta apenas quando existe variação de altura.

Um exemplo que ilustra perfeitamente, no caso que estamos a estudar, o princípio estabelecido por BERNOULLI é o *tubo-venturi*.

Tomemos um tubo com uma garganta estreita, como mostra a figura 18, ao qual se adaptaram três outros tubos bastante estreitos, cujos terminais mergulham em água.

Soprando fortemente numa extremidade do tubo-venturi, vê-se que a água sobe nos três tubos indicadores, mas que no número dois atinge um nível mais alto.

Isto quer dizer que se deu uma diminuição da pressão que o ar exerce sobre as paredes do tubo, em virtude do aumento de velocidade na zona estrangulada.

Verificou-se experimentalmente que a velocidade do fluido é tanto maior quanto menor for a secção transversal do tubo, e isto porque o mesmo volume de fluido terá de percorrer um espaço maior no mesmo tempo.

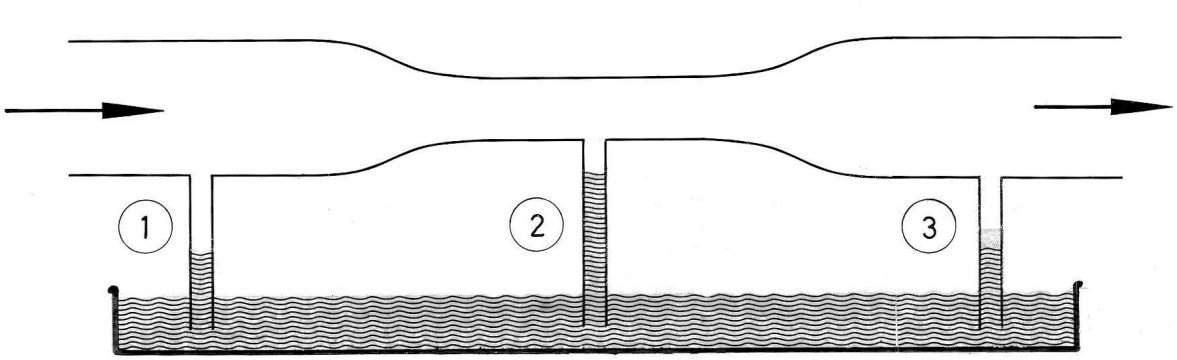


Fig. 18

Assim, voltando ao perfil, nós podemos verificar agora que, mesmo quando este se apresenta com ângulo de ataque nulo, consegue obter sustentação, em virtude da diferença de pressões que se geram nas suas faces superior e inferior .

Na face superior, a de maior curvatura do perfil, o ar terá de escapar-se com uma maior velocidade, porque a própria configuração do extradorso provoca um estreitamento na passagem da camada do ar. Logo, aumentando a energia cinética, a energia de pressão terá de diminuir para manter a constante.

Inversamente, no intradorso, a energia cinética diminui (o ar retarda a sua marcha normal, tanto mais quanto mais cavada for a face inferior) e a pressão aumenta.

A sustentação é, pois, assegurada pela sucção que se gera na face superior do perfil e, em menor escala, pela impulsão criada na face inferior.

As fotografias que ilustram esta página foram obtidas no túnel aerodinâmico de baixa turbulência do Dr. A. M. Lippisch e demostram, numa sequência de cinco instantâneos, o comportamento das linhas de fumo ao atacarem um perfil com um reduzido ângulo de ataque.

São, pois, as diferentes velocidades das camadas de ar superior e inferior, bem evidenciadas nas fotografias, que, gerando diferenças de pressões, conferem sustentação à asa.

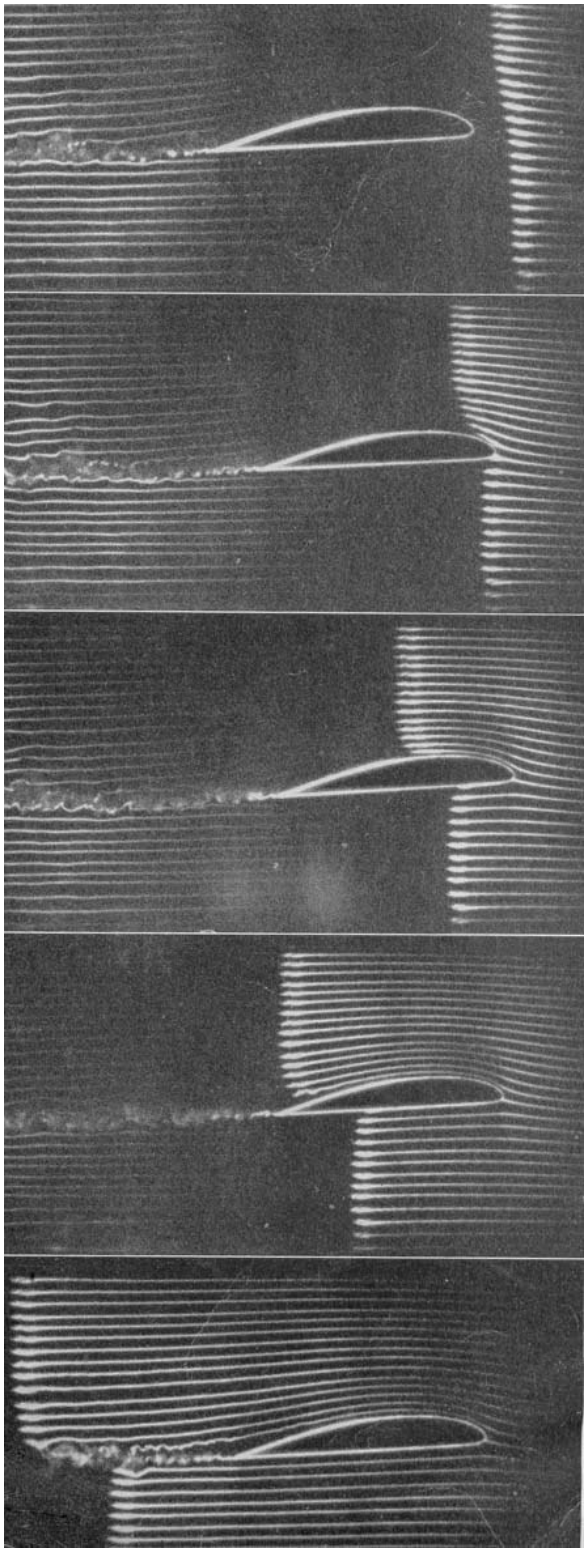


Fig. 19 – Foto Lippisch

FENÓMENO DA PERDA

No caso particular da sustentação, sabe-se que esta força, a de maior utilidade ao voo, cresce muito rapidamente com o aumento do ângulo de ataque e, nos aeromodelos, atinge o máximo a ângulos de cerca de 8 a 10 graus, conforme os perfis. A partir daí, cai rapidamente.

Na realidade, se dermos ao perfil uma inclinação exagerada, verificamos que as linhas de corrente, cujo escoamento se fazia, até aí, regularmente, se desprendem no extradorso do perfil, criando uma zona de violentos turbilhões. É a própria inércia das partículas do ar que provoca esse descolamento, ou insuficiente aderência da veia fluida.

Nestas circunstâncias, a sustentação decresce rapidamente, enquanto a resistência aumenta de uma forma considerável.

Àquele ângulo de ataque crítico, que determina a destruição do escoamento laminar e dá lugar à formação de turbilhões, chama-se *ângulo de perda*.

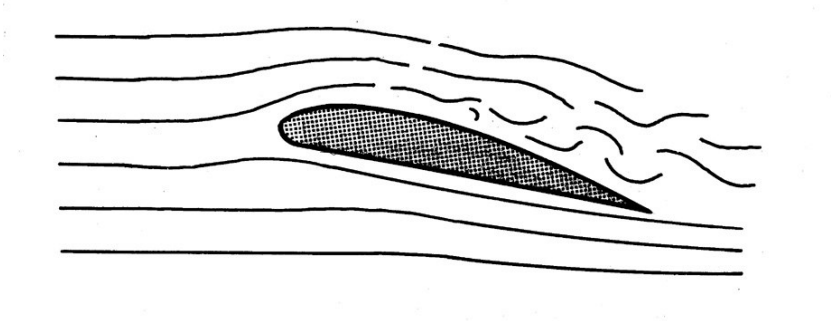


Fig. 20

A diminuição da velocidade relativa, do modelo, ocasionada por esse aumento anormal da resistência, cria, pois, em determinada altura, o *fenómeno da perda*, em que os efeitos aerodinâmicos são reduzidos a tal ponto que o valor da sustentação não será suficiente para equilibrar o peso do aparelho, e este cai. A essa velocidade limite chama-se *velocidade de perda*.

O ângulo de perda varia com a forma do perfil alar e, no mesmo perfil, com o alongamento da asa. Quanto maior for o alongamento, menor o ângulo de perda.

CENTRO DE PRESSÕES

Como já vimos atrás, o centro de pressões, que se pode também designar por centro de impulsão, é o ponto onde se supõe aplicada a força ***R*** – Reacção do ar.

Podemos, pois, definir como *centro de pressões (C.P.) o ponto de aplicação da resultante de todas as forças que tendem a elevar a asa.*

A posição do centro de pressões varia com os diversos perfis alares e, no mesmo perfil, com a alteração do ângulo de ataque.

Se, na maior parte dos perfis utilizados em aeromodelos, o *C.P.* se encontra, para reduzidos ângulos de ataque, sensivelmente a $^1/_3$ do bordo frontal, outros há que não seguem esta regra. Mais adiante, ao tratarmos o perfil alar e respectivas polares, veremos como se pode conhecer a posição exacta do centro de pressões, para os vários ângulos de ataque considerados.

Com a alteração do ataque de um perfil a distribuição de pressões modifica-se e, com ela, a grandeza e posição da força ***R***. Nos perfis planos (caso da lâmina), à medida que o ângulo de ataque aumenta o ponto de aplicação da força ***R*** desloca-se para trás, isto é, o *C.P.* recua. No perfil alar, com excepção dos de dupla curvatura, dá-se o contrário: o centro de pressões avança com o aumento do ataque.

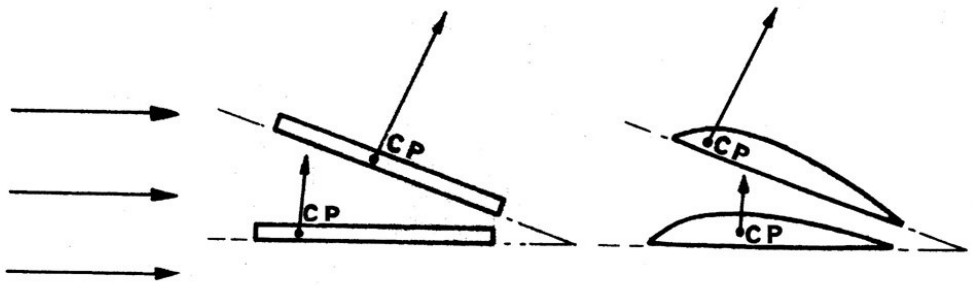


Fig. 21

Nos perfis de dupla curvatura ou auto-estáveis, o movimento do *C.P.* é semelhante ao dos perfis planos: o *C.P.* recua com o aumento do ângulo de ataque, e vice-versa. Daí o poderem empregar-se nas asas voadoras.

Pelo estudo dos diagramas que a seguir se apresentam pode avaliar-se como se desloca o *C.P.* nos diferentes valores de ataque considerados.

No caso da lâmina (fig. 22), vê-se que, na posição de 90º, o *C.P.* está instalado no centro da placa. À medida que o ângulo de ataque diminui, o centro de pressões vai ocupando os pontos CP_2, CP_3, CP_4, etc. Isto é, vai-se aproximando do bordo da frente.

No perfil alar (fig. 23) , tudo se passa de forma idêntica até próximo dos 30º. Porém, a partir daí, o *C.P.* avança mais rapidamente até atingir cerca de 10º , recuando depois bruscamente à medida que os ângulos diminuem.

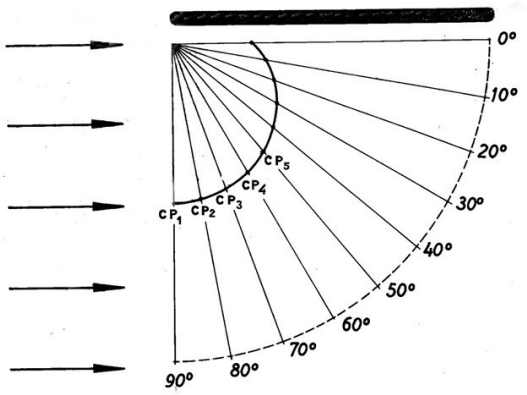


Fig. 22

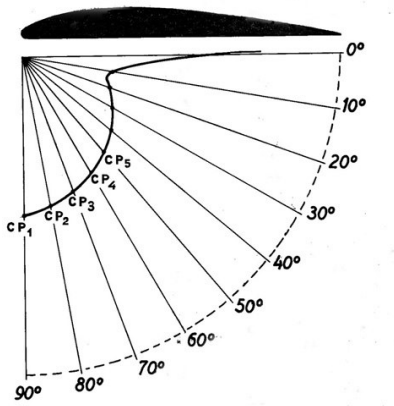


Fig. 23

Assim, e resumindo, consideremos o caso prático de uma asa que, solidária a todos os restantes elementos do aeromodelo, se desloque no espaço segundo a horizontal. Sabemos que o *C.P.* dessa asa se encontra a mais ou menos $^1/_3$ do bordo dianteiro. Logo que o modelo tenda a subir, por qualquer causa, o ângulo de ataque aumenta, dando lugar a que o centro de pressões se desloque para a frente.

Concluímos, portanto, que o centro de pressões avança quando o ângulo de ataque aumenta e recua quando aquele ângulo diminui, salvo no caso dos perfis auto-estáveis.

CENTRO DE GRAVIDADE

Se tentarmos levantar um corpo colocado no solo, seremos obrigados a despender um certo esforço, isto é, teremos de empregar uma força que contrarie a *acção atractiva da Terra sobre esse corpo*.
A essa acção, que solicita todos os corpos para a Terra, chama-se *gravidade*.
Tomemos um corpo – uma pedra, por exemplo – e abandonemo-lo. Ele fica sujeito à força da gravidade e, portanto, cai à vertical, solicitado pelo seu peso.

Um corpo é constituído por uma infinidade de partículas, tendo cada uma delas o seu peso próprio. À sua soma chama-se *peso do corpo*, força que é dirigida verticalmente de cima para baixo e tem o seu ponto da aplicação no chamado *centro de gravidade* (*C.G.*).

Pode, pois, definir-se como centro de gravidade de um corpo, e portanto de um aeromodelo, o ponto de aplicação da sua força peso, quer dizer, o ponto onde se supõe estarem concentrados todos os pesos dos diversos elementos que o constituem.

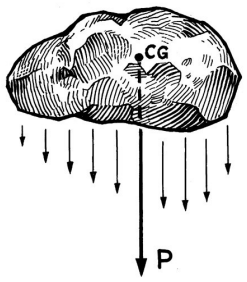


Fig. 24

A determinação do centro de gravidade do aeromodelo é de fundamental importância para a sua centragem – é em torno deste ponto que todos os movimentos se efectuam –, pelo que se torna particularmente importante conhecer a sua posição, quanto possível exacta.

Para o localizar, pode utilizar-se o processo descrito na figura 25.

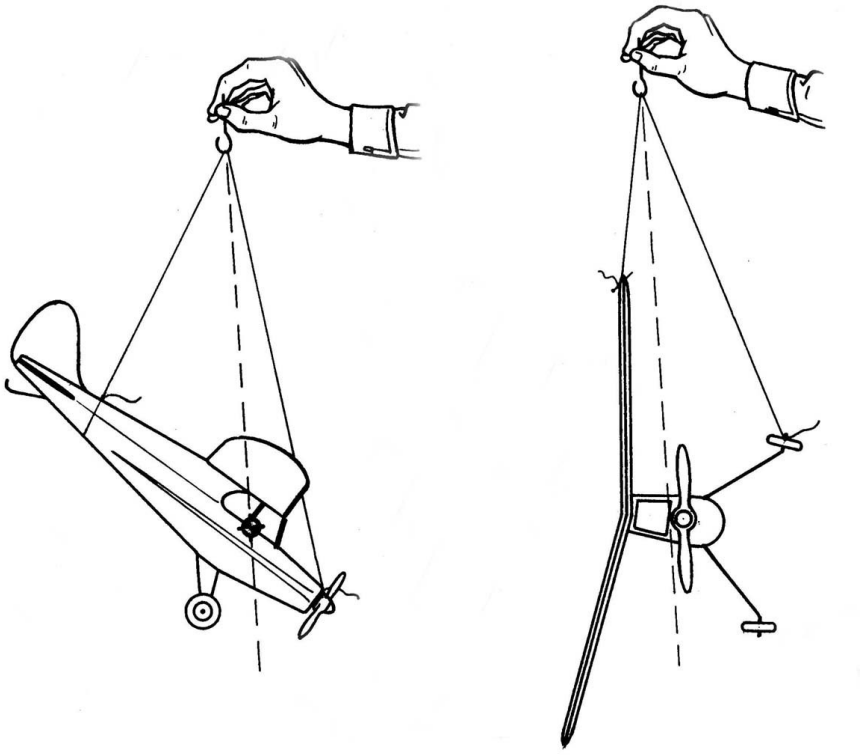


Fig. 25

Prendem-se as duas extremidades de um fio, maleável e resistente, em pontos afastados do modelo, por exemplo, uma junto à cauda, outra próximo do nariz, e suspende-se o modelo, passando o fio por um gancho. Assim, admite-se que o *C.G.* se encontra na vertical do gancho.

Para se obter o ponto exacto, suspende-se de novo o modelo, prendendo o fio noutros pontos, como por exemplo num bordo marginal e numa roda, e tira-se uma nova vertical do gancho.

O ponto de encontro das duas verticais determina a posição do centro de gravidade.

Durante as regulações de planeio, no campo, usa-se determinar o *C.G.* ainda de uma forma mais simples: colocam-se dois dedos sob a asa, deslocando-a para a frente ou para trás até obter uma posição horizontal da fuselagem (fig. 26).

Tal processo, mais rudimentar, dá a posição do centro de gravidade, algures, no plano vertical determinado pelos pontos de apoio, mas não define a sua localização num ponto, como é fundamental que se obtenha.

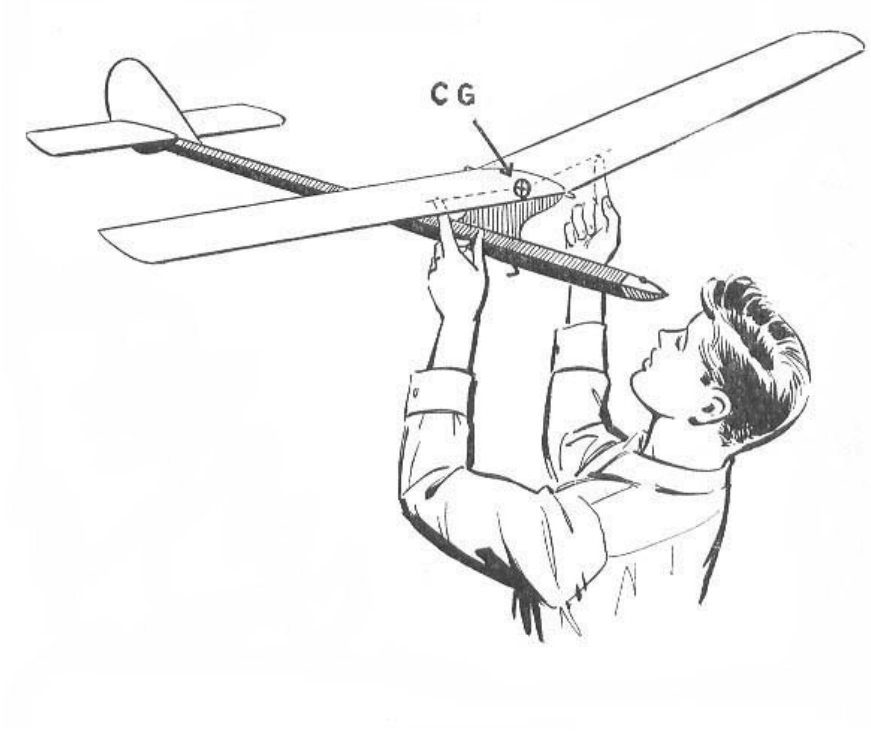


Fig. 26

PERFIL ALAR

Chama-se perfil alar à secção obtida por um corte transversal da asa, paralelo ao eixo longitudinal do modelo.

O perfil da asa é considerado um dos mais importantes elementos do aeromodelo, pois ele é um dos factores de maior influência nas qualidades do voo.

Um perfil alar é constituído por duas linhas: uma superior, que forma o dorso e a que se chama *extradorso*, e uma inferior, que estabelece o ventre e toma o nome de *intradorso*. Os pontos de encontro dessas duas linhas determinam, na parte anterior, o *bordo de ataque* ou de entrada e, na posterior, o *bordo de fuga* ou de saída.

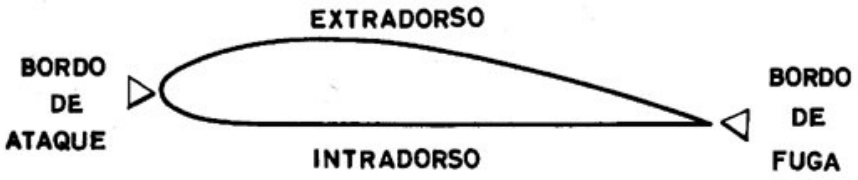


Fig. 27

Características geométricas

As principais características geométricas de um perfil que, no nosso caso, interessa definir, são: a *corda*, a *linha média* e a *espessura máxima relativa*.

CORDA – É uma linha que une o bordo de ataque ao bordo de fuga. Nos perfis, cujo intradorso seja côncavo ou plano, a corda é constituída por uma recta tangente ao ventre do perfil. A distância que vai do bordo de ataque ao bordo de fuga, medida sobre a corda, define a *profundidade do perfil*.

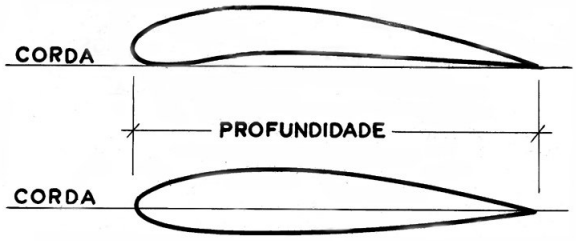


Fig. 28

LINHA MÉDIA – É a linha cujos pontos ficam equidistantes do extradorso e intradorso (fig. 29).
Nos perfis biconvexos simétricos, a linha média confunde-se com a corda, como se depreende facilmente.

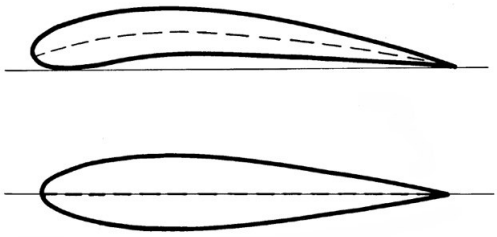


Fig. 29

ESPESSURA MÁXIMA RELATIVA – É a relação entre a altura máxima do perfil ($\boldsymbol{Y_1}$) e a profundidade (***T***).

$$Esp.\ Máx.\ Rel. = Y_1 / T$$

Quanto à espessura máxima relativa, os perfis agrupam-se em três classes distintas:

- Finos, semiespessos e espessos.

Os *perfis finos* são aqueles cuja espessura máxima relativa não ultrapassa 7 %, *perfis semiespessos* são os de espessura compreendida entre 7 % e 14 % e *perfis espessos* os que ultrapassam os 14 %.

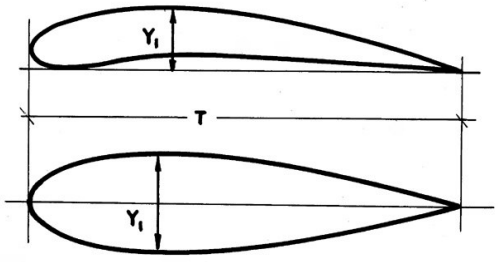


Fig. 30

Características aerodinâmicas

No que respeita às características aerodinâmicas de um perfil, importa destacar as seguintes: *eficiência* ou *finesse*, *ângulo de incidência*, *ângulo de sustentação nula, ângulo de ataque, ângulo de calado* e *ângulo de sustentação máxima*.

EFICIÊNCIA OU FINESSE – É a relação, para um dado ataque, entre os valores da sustentação e da resistência.

$$E = Rz / Rx$$

Mais adiante veremos como, por intermédio da polar do perfil, se pode determinar a *eficiência máxima*, isto é, o ângulo de ataque em que aquela relação é máxima.

ÂNGULO DE INCIDÊNCIA – É o ângulo formado pela linha de sustentação nula com a direcção da corrente de ar relativa (fig. 31).

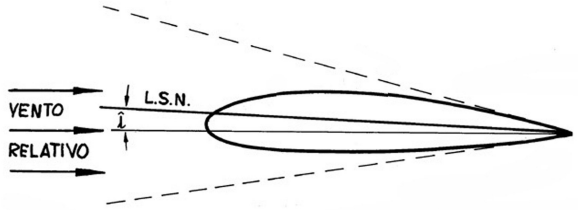


Fig. 31

Fig. 32

A linha de sustentação nula é-nos dada, aproximadamente, pela bissectriz do ângulo formado pelas linhas que, partindo do bordo de fuga, são tangentes ao extradorso e intradorso do perfil. Esta linha indica a direcção do vento relativo, em que o perfil deixa de criar sustentação (fig. 32).

Um processo de realização mais fácil para determinar a linha de sustentação nula é o indicado na figura 33. Traça-se uma recta que, partindo do bordo de fuga, passe pela linha média num ponto situado a 40 % do bordo de ataque.

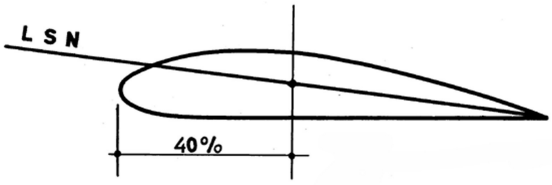


Fig. 33

Como sabemos, a lâmina plana só tende a elevar-se quando inclinada. No entanto, a asa com perfil alar cria ainda uma sustentação apreciável colocada a 0º.

A sustentação do perfil só deixa de existir quando este atinge uma inclinação negativa de poucos graus, que define o *ângulo de sustentação nula*, variável consoante os perfis.

ÂNGULO DE SUSTENTAÇÃO NULA – Será, pois, o ângulo formado pela linha de sustentação nula com a corda do perfil.

ÂNGULO DE ATAQUE – É o ângulo formado pela corda do perfil com a direcção do vento relativo (fig. 34).

Fig. 34

Fig. 35

ÂNGULO DE CALADO ou DE CALÇO – É o ângulo constituído pela corda do perfil e pelo eixo longitudinal do avião (fig. 35).

ÂNGULO DE SUSTENTAÇÃO MÁXIMA – é dado pelo ângulo de ataque em que a sustentação do perfil atinge o seu máximo valor. A partir deste ângulo, a sustentação decresce rapidamente e a resistência aumenta sempre, dando lugar ao fenómeno da perda.

Este ângulo determina, pois, o ataque para além do qual surge a perda e o aparelho cai, até atingir uma velocidade que lhe permita assegurar de novo a sustentação necessária para equilibrar o peso.

Verifica-se, desta forma, que são todos eles, ângulos distintivos, ainda em que determinadas circunstâncias possam confundir-se.

Assim, por exemplo, supondo-se o voo normal, equilibrado, os ângulos de calado e de ataque terão o mesmo valor. Os ângulos de incidência e de sustentação nula serão também iguais, se a direcção do movimento for a mesma da corda.

Nos perfis biconvexos simétricos e em quaisquer condições, a linha de sustentação nula confundir-se-á com a corda; logo, nestes perfis, o ângulo de ataque será igual ao de incidência.

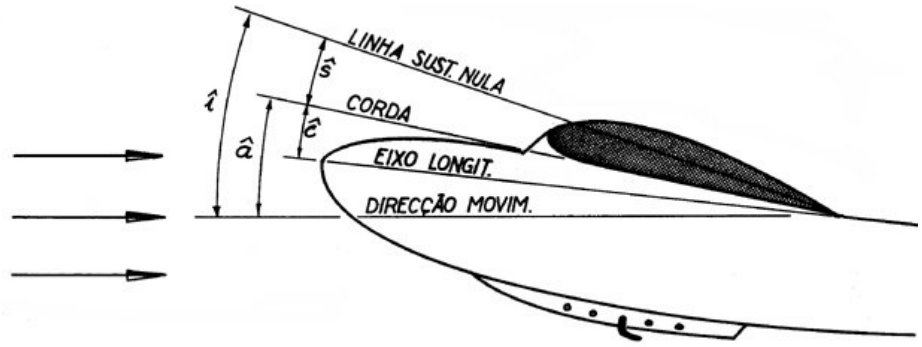


Fig. 36 – *î* – ângulo de incidência
â – ângulo de ataque
ŝ – ângulo de sustentação nula
ĉ – ângulo de calado

Forma dos perfis

Quanto à sua forma, os perfis classificam-se em *biconvexos* (simétricos e assimétricos), *plano-convexos, côncavo-convexos* e de *dupla curvatura*.

Vejamos o que mais importa destacar em cada uma destas divisões.

PERFIS BICONVEXOS SIMÉTRICOS – São os perfis cujo dorso e ventre são convexos e iguais.

Estes perfis oferecem uma resistência mínima e não criam sustentação a 0º. Têm ainda a particularidade de, abaixo dos 0º, criarem *sustentação negativa*, de valor idêntico – contudo de sentido contrário – à sustentação criada no ângulo positivo correspondente. Por essa razão, estes perfis empregam-se em modelos de acrobacia que, em virtude das figuras que têm de efectuar, necessitam de comportar-se de igual modo em posições invertidas e direitas. Usam-se ainda em modelos de velocidade (biconvexos simétricos finos) e empenagens verticais e horizontais.

A posição do centro de pressão destes perfis é muito pouco variável e por isso se denominam *estáveis*. O *C.P.* encontra-se a cerca de 25 % da corda, isto é, a $^1/_4$ da profundidade (fig. 37).

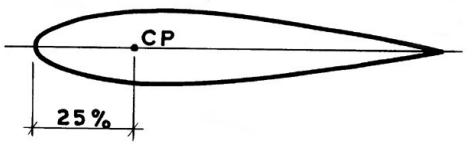


Fig. 37

PERIFIS BICONVEXOS ASSIMÉTRICOS – Nestes perfis, tanto o dorso como o ventre são convexos, apresentando, todavia, o intradorso uma curvatura menos pronunciada.

A incidências reduzidas oferecem boa sustentação e mínima resistência, razão por que se empregam, com bons resultados, em modelos de velocidade pura.

O seu centro de pressões encontra-se sensivelmente a 28 % da corda (fig. 38).

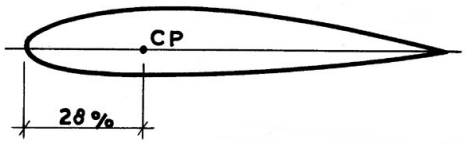


Fig. 38

PERFIS PLANO-CONVEXOS – Perfis em que o intradorso é plano e o extradorso convexo.

São muito sustentadores e usam-se em modelos de treino, de rádio-controlo e empenagens horizontais sustentadoras.

O seu centro de pressões encontra-se, aproximadamente, a 30 % da corda (fig. 39).

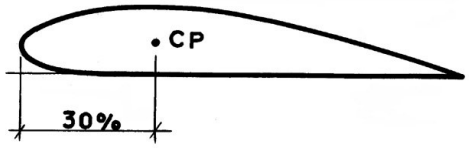


Fig. 39

PERFIS CÔNCAVO-CONVEXOS – Perfis cujo ventre e dorso são de forma côncava e convexa, respectivamente.

Os perfis côncavo-convexos criam maior sustentação, mas oferecem, em contrapartida, mais resistência ao avanço do que quaisquer outros.

São usados em modelos de duração. O seu centro de pressões situa-se a cerca de 33 % da corda e é muito variável.

Aliás, a experiência diz-nos que a instabilidade do centro de pressões é tanto maior quanto mais pronunciadas forem as curvaturas do ventre e do dorso, e quanto mais espesso for o perfil (fig. 40).

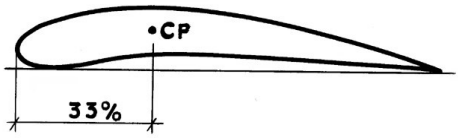


Fig. 40

PERFIS DE DUPLA CURVATURA – Perfis que, tanto no dorso como no ventre, têm formas côncava e convexa.

Estes perfis são empregados exclusivamente em asas voadoras (modelos destituídos de empenagem horizontal) pela particularidade, já apontada, de o seu centro de pressões se deslocar ao contrário dos restantes perfis alares: recuando com o aumento do ângulo de ataque, o *C.P.* restabelece o equilíbrio sem o auxílio do plano de cauda (fig. 41).

Por este motivo, também se designam por *perfis auto-estáveis*.

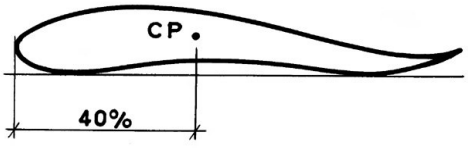


Fig. 41

Polar

Como já se demonstrou, a sustentação e a resistência ao avanço variam com os ângulos de ataque.

Essa variação é representada graficamente por uma curva denominada *polar*, que nos dá os valores de sustentação e de resistência para os diferentes ângulos de ataque do perfil.

A polar traça-se de acordo com os resultados obtidos no túnel aerodinâmico. Coloca-se o perfil a estudar com determinado ângulo de ataque, na câmara de provas do túnel e registam-se os valores indicados nos quadrantes da sustentação e da resistência ao avanço.

Vai-se aumentando, em seguida, em experiências sucessivas, a inclinação do perfil e verificam-se os respectivos aumentos dos valores da resistência e sustentação.

Tomando os diversos valores obtidos na experiência, elabora-se um gráfico, a que se dá o nome de *diagrama polar* (fig. 42), o qual é constituído por uma curva polar (onde estão marcados os respectivos ângulos de ataque), obtida a partir da inscrição dos valores ***Kz*** e ***Kx*** sobre dois eixos, um horizontal, onde estão inscritos os coeficientes da resistência (***Kx***), e outro vertical com os coeficientes da sustentação (***Kz***).

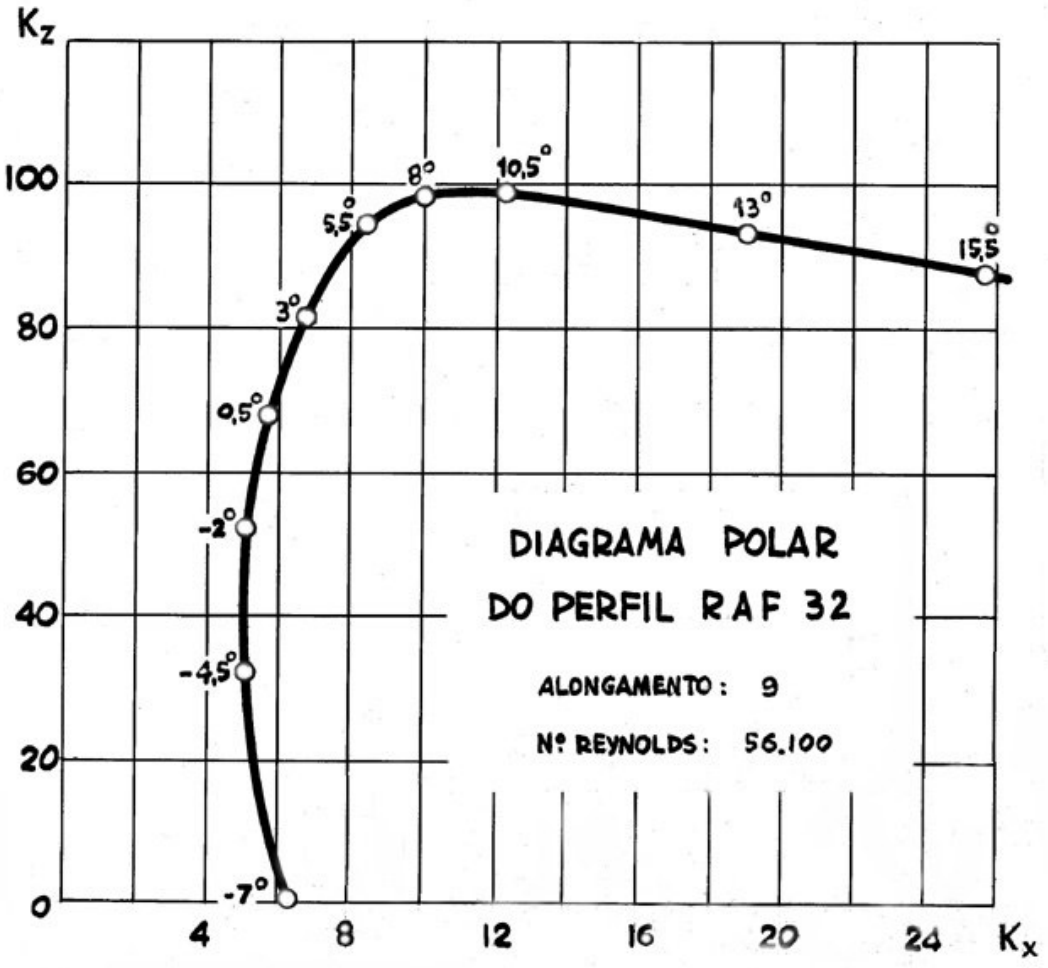


Fig. 42

Os laboratórios aerodinâmicos elaboram o diagrama registando a resistência ao avanço numa escala cinco vezes maior do que a da sustentação, dado que os valores da resistência são muito menores.

O diagrama polar representa ainda a particularidade de indicar, não os valores puros de ***Rx*** e ***Rz***, obtidos directamente do túnel e expressos em unidades de peso, mas os chamados coeficientes de resistência e sustentação (***Kx*** e ***Kz***), tomados em função das pressões dinâmicas registadas.

Esses coeficientes são ainda multiplicados por 100, em virtude de os valores obtidos no túnel serem da ordem dos decimais.

Contudo, pela leitura da polar podem deduzir-se os valores, em unidades de peso, da sustentação e resistência, multiplicando a superfície da asa pela pressão dinâmica e pelo coeficiente respectivo [5].

O conhecimento da polar é particularmente importante por fornecer informações seguras acerca das qualidades aerodinâmicas do perfil.

Da polar podem tirar-se as seguintes conclusões:

1.ª – Podemos conhecer o máximo rendimento do perfil ou *eficiência máxima* (*E*).
Para isso, traça-se uma recta tangente à polar, tirada pela origem. O ponto da tangência dá-nos o ângulo de ataque óptimo, isto é, o ângulo em que a razão ***Kz*** / ***Kx*** é máxima.

2.ª – Quanto mais direita e vizinha estiver a curva do eixo ***Kz***, tanto melhores serão as características do perfil.

E assim é, porquanto, para os ângulos de ataque mais utilizáveis no voo, se poderão obter bons regimes de sustentação, com resistências mínimas.

3.ª – Pode ainda conhecer-se qual o ***Kx*** mínimo e qual o ângulo de ataque de melhor penetração do perfil: em que a velocidade é máxima, por ser mínima a resistência do ar. Para isso, tira-se uma paralela ao eixo dos ***Kz***, tangente à curva polar. O ponto de tangência dá-nos o ângulo de ataque em que o ***Kx*** é mínimo.

4.ª – A polar indica-nos ainda o ***Kz*** máximo, ou ponto de máxima sustentação, determinado por uma tangente paralela ao eixo dos ***Kx***.
É a partir dessa altura que começa a verificar-se o deslocamento das linhas de corrente no extradorso, entrando a asa em *perda de velocidade.*

5.ª – Pode determinar-se também o *ângulo óptimo de planeio,* em face da polar final.

---

[5] A sustentação e a resistência ao avanço representam-se pelas seguintes expressões:

$$Rz = \frac{Kz}{100} \cdot \frac{\mu}{2g} \cdot SV^2 = \frac{Kz}{100} \cdot \frac{1}{16} \cdot SV^2 = \frac{Kz}{1600} \cdot SV^2$$

$$Rx = \frac{Kx}{100} \cdot \frac{\mu}{2g} \cdot SV^2 = \frac{Kx}{100} \cdot \frac{1}{16} \cdot SV^2 = \frac{Kx}{1600} \cdot SV^2$$

em que *Kz* e *Kx* são os coeficientes de sustentação e resistência dados pela polar, $\frac{\mu}{2g}$ a densidade do fluido, *S* a área da asa em m^2 e *V* a velocidade de deslocação em m/s.

A polar que temos vindo a considerar representa apenas os resultados de ensaio sobre o perfil considerado numa asa de alongamento infinito, sem entrar em linha de conta, portanto, com as resistências marginais da asa.

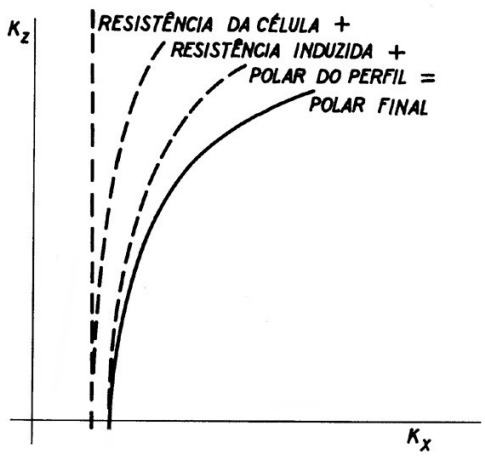


Fig. 43

Assim, para se considerar o aeromodelo completo, àqueles valores representados pela curva polar do perfil terão de ser adicionadas, não só a resistência induzida da asa para determinado alongamento, mas também a resistência ao avanço da fuselagem, planos de cauda e restantes acessórios exteriores do modelo.

Assim se obtém uma outra curva a que se dá o nome de *polar final*, que não é mais do que a junção de três polares: do perfil, da resistência induzida e da resistência da célula (fig. 43).

A resistência da célula pode considerar-se, sem grande erro, como uma recta paralela ao eixo dos ***Kz***.

Na realidade, a resistência ao avanço da fuselagem em muito pouco se altera com a variação dos ângulos de ataque.

Conhecida a polar final, pode, pois, obter-se o ângulo óptimo de planeio, procedendo da seguinte forma: Traça-se uma linha tangente à curva polar (fig. 44), de modo que a distância entre o ponto de tangência (ponto **C**) e o eixo dos ***Kz*** (ponto **B**) seja dupla da distância entre esse eixo e o eixo dos ***Kx*** (ponto **A**).

O ponto de tangência com a curva polar dá-nos o ângulo de ataque em que a velocidade de descida é mínima e, portanto, o ângulo de calado da asa mais eficiente.

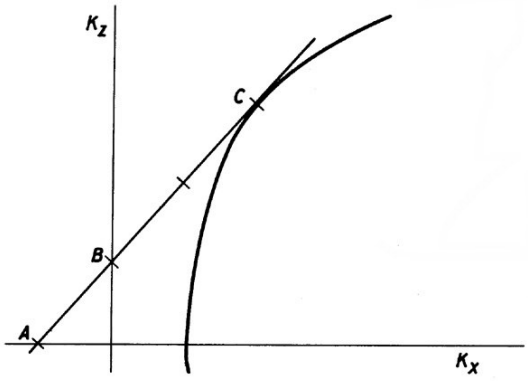


Fig. 44

CURVAS CARACTERÍSTICAS DO PERFIL

É frequente ver-se, em especial em publicações de língua Inglesa, não o diagrama polar, mas as chamadas *curvas características*, que são, afinal, a mesma coisa apresentada de forma diferente.

Tomemos um diagrama de curvas características – por exemplo, do perfil RAF 32 – e vejamos o que representam as curvas indicadas e como devem ser interpretados os valores inscritos.

Estão representadas no gráfico (fig. 45) quatro curvas: ***CD*** (coeficiente de resistência), ***CL*** (coeficiente de sustentação), ***L / D*** (razão ***Kz*** / ***Kx***) e ***CP*** (centro de pressões).

No eixo horizontal estão marcados, em graus, os diversos ângulos de ataque, escala esta que é comum a todas as curvas.

Existem ainda quatro escalas verticais, que correspondem às respectivas curvas.

Pela observação da curva dos ***Kz*** (***CL***), verifica-se que o perfil considerado começa a criar sustentação acima dos 7º negativos e atinge o ponto de máxima sustentação (***Kz*** máximo) aos 9,5º. O fenómeno da perda dá-se, portanto, a partir dos 10º.

Podem encontrar-se ainda os coeficientes de sustentação para todos os ângulos de ataque intermédios.

A curva dos ***Kx*** (***CD***) mostra-nos, de acordo com a escala respectiva, (*drag coeficient*), que a resistência mínima do perfil se encontra a - 3º de ataque, fornecendo-nos também os coeficientes de resistência para ângulos de ataque compreendidos entre - 7º e 13º.

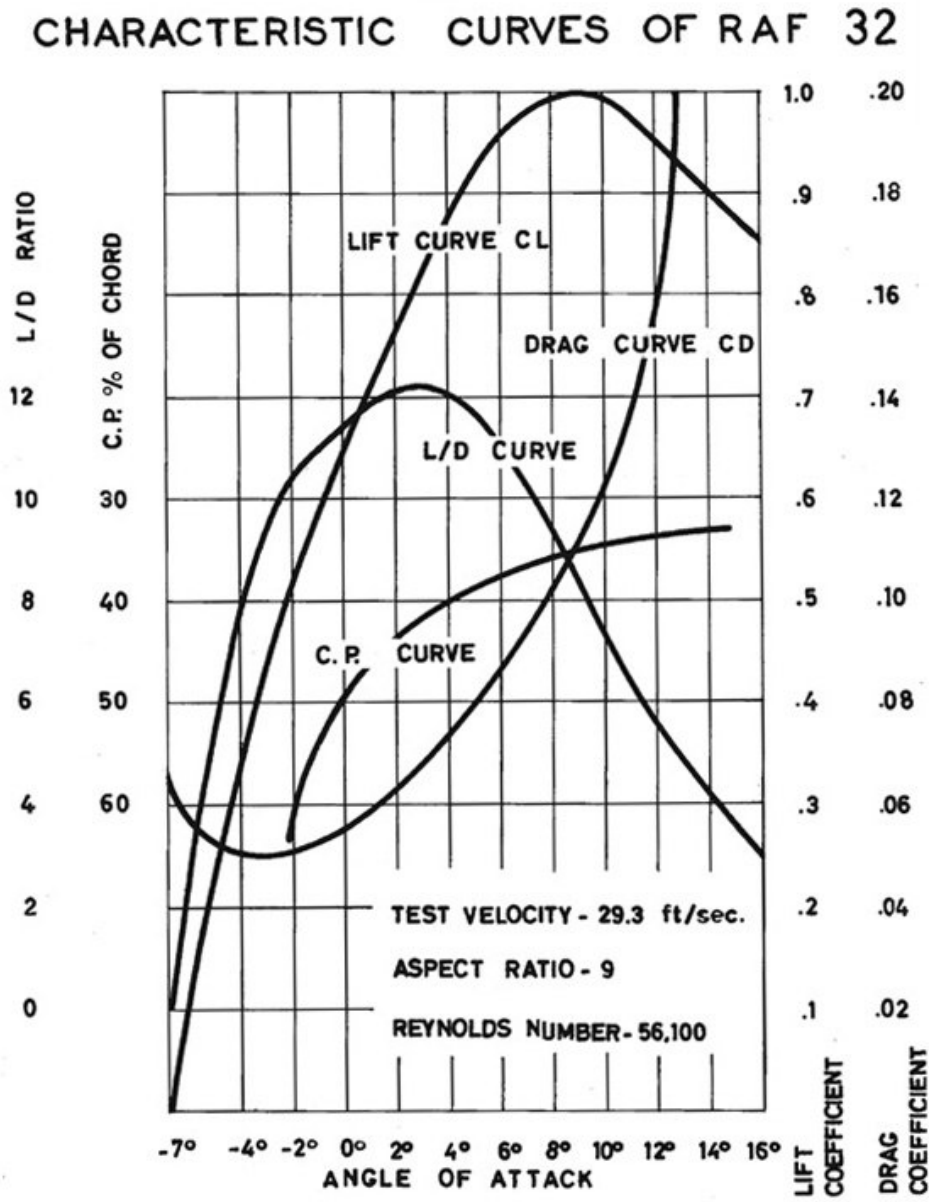


Fig. 45

A curva denominada ***L / D*** exprime a eficiência do perfil, ou razão ***Kz*** / ***Kx***. Segundo esta curva, e observando a escala vertical respectiva (***L / D*** *ratio*), pode conhecer-se a eficiência do perfil em qualquer ângulo de ataque considerado. O ponto mais alto da curva mostra a eficiência máxima do perfil, que se indica a um ângulo de 3º.

A quarta e última curva (***CP***) dá-nos a posição do centro de pressões (em percentagem da corda) para os diversos ângulos de ataque.

O diagrama indica ainda que o perfil foi ensaiado numa asa de alongamento 9, a uma velocidade de pouco mais de 30 km/h (29,3 pés/s) e a um *Número de Reynolds* de 56 100, condições estas que determinam os valores que as curvas exprimem.

Este ensaio foi feito, portanto, com vista à utilização do perfil RAF 32 em aeromodelos.

NÚMERO DE REYNOLDS

Vejamos, agora um pouco mais próximo, como se processam os movimentos do ar junto à asa.

Sobre a superfície de uma asa em movimento o ar adere e tende a retardar as camadas mais próximas.

Junto à face da asa, a velocidade do ar é praticamente nula, aumentando progressivamente até atingir uma velocidade aproximadamente igual à do avião.

A esta zona, ou camada, de escoamento de ar, vizinha da superfície da asa (zona cuja espessura anda por mais ou menos 1 milímetro), em que a velocidade do ar é variável, chama-se c*amada limite*.

Há dois tipos de escoamento da camada limite: laminar e turbulento.

O laminar distingue-se por um arrastamento muito suave, enquanto o turbulento é caracterizado por movimentos desordenados do ar.

No perfil alar, a camada limite começa por um escoamento laminar que se torna turbulento a partir do chamado ponto de transição (fig. 46).

Este ponto aparece teoricamente a cerca de 30 % nos perfis vulgares e pode atingir os 50 % e 60 % em certos perfis modernos, que, por essa razão, se denominam *perfis laminares*.

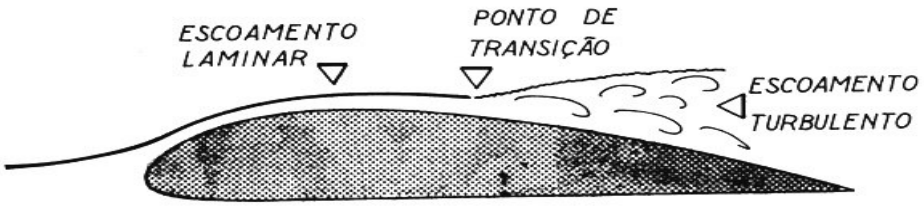


Fig. 46

O físico inglês Osborne Reynolds estabeleceu as relações básicas que nos habilitam a determinar que tipo de camada limite existe num dado escoamento. As suas teorias e ensaios conduziram à determinação de um número sem dimensões, a que se deu o nome de *Número de Reynolds*, que pode ser usado para determinar a natureza do escoamento ao longo de superfícies e ao redor de corpos em movimento.

O Número de Reynolds é dado pela expressão:

$$N.R. = \frac{V \cdot T \cdot d}{\mu}$$, onde:

V – Velocidade da corrente livre;
T – Comprimento do corpo;
d – Densidade do fluido;
μ – Coeficiente de viscosidade cinemática do fluido.

O exame das características do escoamento indica que a transição do laminar para o turbulento, ao longo de uma superfície, depende do Número de Reynolds. Assim, o escoamento laminar interrompe-se a certo Número de Reynolds crítico e torna-se turbulento.

O ponto de transição depende das asperezas da superfície e do grau de turbulência da corrente livre, tal como nos termos que constituem o Número de Reynolds.

Podemos, pois, definir Número de Reynolds como um número abstracto, dependente da velocidade de escoamento, das dimensões do corpo, da densidade do fluido e da sua viscosidade cinemática, que exprime as condições de separação do escoamento laminar para o turbulento.

No caso dos aeromodelos, em que os voos se efectuam sempre a baixa altura, em condições próximas da atmosfera-padrão, pode dizer-se que $\frac{d}{\mu}$ é sensivelmente igual a 67 000.

Assim, teremos:

$$N.R. = 67\,000 \cdot V \cdot T$$

Em que:

V – velocidade do ar, em m/s;
T – profundidade da asa, em m.

Da expressão se conclui que o *N.R.* para aeromodelos terá, forçosamente, de exprimir-se em valores muito menores que para aviões reais. Na verdade, enquanto num aeromodelo só muito raramente o *N.R.* atinge valores da ordem dos 300 000, num avião de turismo já esse número pode ascender a 6 milhões e num caça a reacção ultrapassa francamente os 50 milhões.

Desenho de perfis

Um perfil desenha-se de acordo com a tabela fornecida pelo respectivo laboratório aerodinâmico. Deve depositar-se nesse trabalho o maior rigor, pois o rendimento da asa irá depender, em grande parte, da precisão e fidelidade com que se tiverem efectuado os cálculos para a construção do perfil.

A tabela de um perfil compreende três ordens de valores, assinaladas, respectivamente, por:

X (percentagens da corda), ***Y_1*** (linha do extradorso) e ***Y_2*** (linha do intradorso).

Para que melhor se possa compreender o modo como devem interpretar-se esses valores e como se devem utilizar para desenhar o perfil, vejamos com um exemplo como se procede praticamente, em face da tabela dada.

Numa folha de papel milimétrico, marcamos uma recta, de comprimento igual à profundidade do perfil que pretendemos obter.

Suponhamos que o perfil escolhido é um Göttingen 602, com uma profundidade de 20 cm.

TABELA DO PERFIL GÖTTINGEN 602

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	2,5	4,0	4,85	6,2	7,05	7,75	8,8	9,45	-	10,0	9,8	9,1	8,0	6,55	4,75	2,55	1,35	0
Y_2	2,5	1,48	1,15	0,75	0,5	0,4	0,2	0	-	0,4	0,65	1,0	1,25	1,15	1,0	0,6	0,3	0

Começamos por traçar uma linha com 200 milímetros de comprimento e tiramos em seguida perpendiculares nos pontos determinados pelas cotas *X*. Esses pontos obtêm-se multiplicando a cota pela profundidade do perfil e dividindo por 100. Assim, por exemplo, para o segundo valor de ***X***, teremos:

$$X = \frac{1{,}25 \times 200}{100} = 2{,}5 \text{ mm}$$

O segundo ponto ficará, pois, a 2,5 do início da linha.

O terceiro ponto obter-se-á do mesmo modo, isto é, multiplicando a cota 2,5 por 200 e dividindo por 100. O resultado (5 mm) determina o local onde se traça a terceira perpendicular.

E assim se procederá para todos os valores de ***X***, até 100.

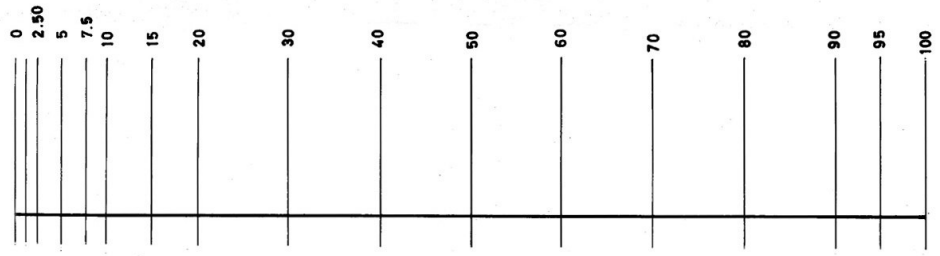


Fig. 47

Traçadas na corda do perfil as perpendiculares, sobre as quais vão ser marcados os pontos correspondentes às cotas Y_1 e Y_2 , vejamos onde se inscrevem esses pontos, que irão definir as linhas do extradorso e intradorso.

Para obter o primeiro valor de Y_1 multiplicamos o valor indicado na tabela (2,5) pela corda e dividimos por 100. Assim,

$$Y_1 = \frac{2{,}5 \times 200}{100} = 5{,}0 \text{ mm}$$

Na primeira perpendicular marcamos, pois, acima da linha de corda, um ponto, à distância de 5 mm.

Fig. 48

Marcando da mesma forma todas as cotas Y_1 e Y_2 e unindo todos esses pontos por curvas contínuas, obtêm-se, respectivamente, as linhas do extradorso e do intradorso.

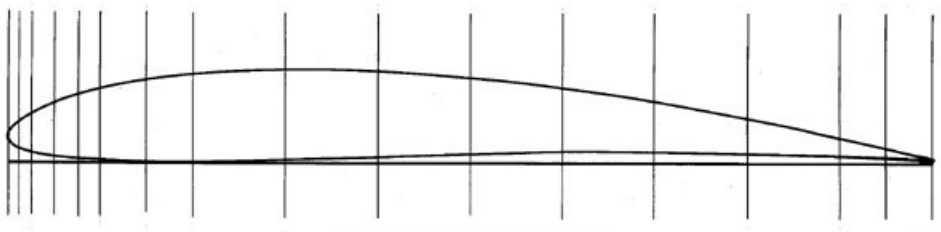


Fig. 49

Nos perfis N.A.C.A., ou naqueles cuja corda una o bordo de ataque ao de saída, alguns valores de Y_2 são antecedidos de um sinal negativo. Neste caso os pontos correspondentes a essas cotas devem ser marcados abaixo da linha da corda [*].

Escolha de perfis

Quando se pretende desenhar um aeromodelo, quer se trate de um planador de iniciação ou de um *speed* para provas, deve ter-se em conta que a eficiência do futuro modelo vai depender em grande parte do perfil escolhido.

Para facilitar essa escolha, indicam-se a seguir os mais adequados às diversas espécies de modelos e transcrevem-se as tabelas dos perfis aconselhados:

PLANADORES DE INICIAÇÃO – empregam-se perfis plano-convexos ou de intradorso ligeiramente côncavo, tais como: Clark Y, Göttingen 602.

PLANADORES DE CONCURSO – usam-se perfis côncavo-convexos, como N.A.C.A. 6409, Göttingen 500 e 602, RITZ, M.V.A. 173, Benedek 8556-b, Davis A=93 B=17, etc.

«WAKEFIELD» – N.A.C.A. 6409, R.A.F. 32, Eiffel 400, M.V.A. 123, M.V.A. 301, vários Benedek, entre os quais se podem destacar: B 7406-f, B 8556-b e B 6557-b, etc.

MOTOMODELOS – empregam-se os perfis plano-convexos ou côncavo-convexos: Clark Y, N.A.C.A. 6409, N.A.C.A. 6412, M.V.A. 301, Göttingen 301, Göttingen 602, B 8353-b/2, B 9304-b, etc.

ACROBACIA – são recomendáveis os perfis biconvexos simétricos, de maior ou menor espessura, consoante se destinem a modelos mais ou menos pesados: N.A.C.A M-3, N.A.C.A 0012, N.A.C.A 0015, N.A.C.A 0018, etc.

VELOCIDADE – devem empregar-se perfis biconvexos simétricos ou assimétricos finos. É também muito usual os especialistas empregarem perfis de concepção própria. Recomendam-se os N.A.C.A 0009, Göttingen 444 ou D.G.A. 1182.

CORRIDAS – perfis finos biconvexos simétricos ou assimétricos como: N.A.C.A 2409-34, R.A.F. 28, Saint-Cyr 52, Clark Y abatido, etc.

ASAS VOADORAS – perfis de dupla curvatura, como: R.A.F. 33.

INDOOR (modelos microfilme) – é muito usada a superfície superior do perfil fino de grande curvatura Marquardt S-2.

ESTABILIZADORES NEUTROS (não sustentadores a 0º) – N.A.C.A 0009 ou semelhantes.

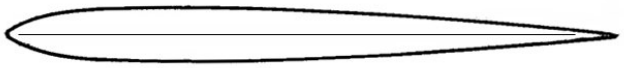
ESTABILIZADORES SUSTENTADORES – plano-convexos ou côncavo-convexos finos.

DERIVAS – biconvexos simétricos finos.

[*] **Nota da Edição Digital:** Para além do método clássico de desenhar perfis, descrito na edição original, os meios informáticos actuais permitem fazer essa operação facilmente, de forma automática. Um dos métodos possíveis poderá ser utilizando o Exel, para gerar gráficos, com base nas tabelas publicadas conjuntamente com a Edição Digital. Não está no âmbito deste trabalho preparar uma utilização directa de como tal poderá ser feito, mas pensamos que qualquer utilizador médio do Exel estará apto a fazê-lo.

COTAS DE PERFIS

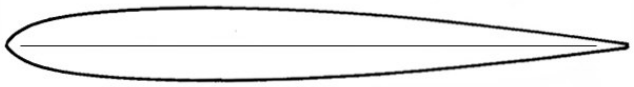
Biconvexos Simétricos



N.A.C.A. 0009

Fig. 50

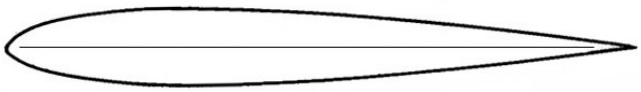
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	-	1,96	2,66	3,15	3,51	-	4,3	-	4,5	4,35	3,97	3,42	2,74	1,98	1,8	-	0
Y_2	0	-	-1,96	-2,66	-3,15	-3,51	-	-4,3	-	-4,5	-4,35	-3,97	-3,42	-2,74	-1,98	-1,8	-	0



N.A.C.A. M - 3

Fig. 51

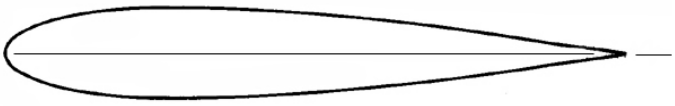
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	-	2,41	3,39	4,0	4,47	-	5,57	-	5,95	5,89	5,50	4,85	3,96	2,88	1,62	-	0,2
Y_2	0	-	-2,41	-3,39	-4,0	-4,47	-	-5,57	-	-5,95	-5,89	-5,50	-4,85	-3,96	-2,88	-1,62	-	-0,2



N.A.C.A. 0012

Fig. 52

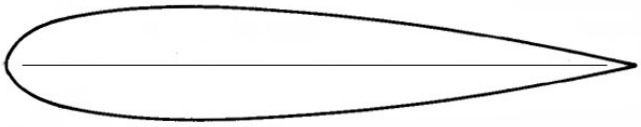
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	-	1,88	2,86	3,61	4,21	-	5,64	-	6,0	5,75	5,11	4,29	3,39	2,43	1,37	-	0
Y_2	0	-	-1,88	-2,86	-3,61	-4,21	-	-5,64	-	-6,0	-5,75	-5,11	-4,29	-3,39	-2,43	-1,37	-	0



N.A.C.A. 0015

Fig. 53

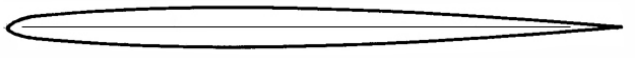
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	2,36	3,26	4,44	5,25	5,85	6,68	7,17	7,42	7,5	7,25	6,61	5,7	4,58	3,27	1,81	-	0,15
Y_2	0	-2,36	-3,26	-4,44	-5,25	-5,85	-6,68	-7,17	-7,42	-7,5	-7,25	-6,61	-5,7	-4,58	-3,27	-1,81	-	-0,15



N.A.C.A. 0018

Fig. 54

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	-	3,92	5,33	6,3	7,02	-	8,86	-	9,0	8,7	7,94	6,84	5,49	3,90	2,17	-	0
Y_2	0	-	-3,92	-5,33	-6,3	-7,02	-	-8,86	-	-9,0	-8,7	-7,94	-6,84	-5,49	-3,90	-2,17	-	0

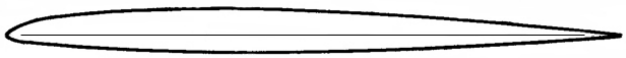


GÖTTINGEN 444

Fig. 55

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	-	1,0	1,5	1,7	1,9	-	2,5	-	2,6	2,9	2,6	2,4	2,0	1,5	0,9	-	0,1
Y_2	0	-	-1,0	-1,5	-1,7	-1,9	-	-2,5	-	-2,6	-2,9	-2,6	-2,4	-2,0	-1,5	-0,9	-	-0,1

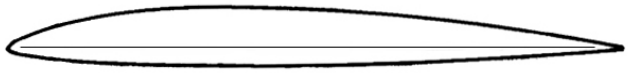
Biconvexos Assimétricos



D.G.A. 1182

Fig. 56

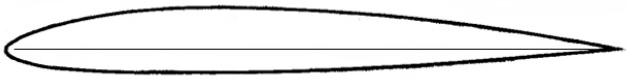
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	-	1,9	2,5	2,8	3,1	3,65	4,0	4,2	4,3	4,3	4,0	3,5	2,9	2,1	1,25	-	0,3
Y_2	0	-	-0,8	-1,2	-1,5	-1,7	-1,95	-2,1	-2,2	-2,3	-2,4	-2,3	-2,0	-1,75	-1,25	-0,5	-	0



N.A.C.A. 2409 - 34

Fig. 57

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	-	1,53	2,39	3,08	3,67	4,61	5,34	5,85	6,23	6,5	6,32	5,77	4,87	3,63	2,03	-	0,09
Y_2	0	-	-1,0	-1,37	-1,63	-1,83	-2,12	-2,31	-2,4	-2,47	-2,5	-2,42	-2,21	-1,85	-1,37	-0,78	-	-0,09



R.A.F. 28

Fig. 58

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	-	2,1	3,13	3,9	4,4	5,36	6,0	6,45	6,7	6,72	6,25	5,4	4,32	3,03	1,63	-	0
Y_2	0	-	-1,65	-2,2	-2,53	-2,75	-3,05	-3,2	-3,16	-3,12	-2,86	-2,50	-2,1	-1,6	-1,1	-0,63	-	0

Côncavo - Convexos

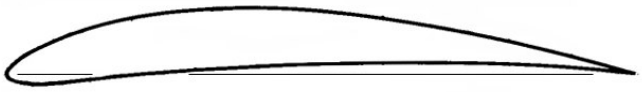


Fig. 59

N.A.C.A. 6409

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	2,06	2,96	4,3	5,42	6,31	7,78	8,88	-	10,13	10,35	9,81	8,78	7,28	5,34	2,95	1,57	0
Y_2	0	-0,88	-1,11	-1,18	-1,08	-0,88	-0,36	0,17	-	1,12	1,65	1,86	1,92	1,76	1,36	0,74	0,35	0

Fig. 60

N.A.C.A. 6412

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	2,73	3,8	5,36	6,57	7,58	9,18	10,34	-	11,65	11,8	11,16	9,95	8,23	6,03	3,33	1,79	0
Y_2	0	-1,23	-1,64	-1,99	-2,05	-1,99	-1,67	-1,25	-	-0,38	0,2	0,55	0,78	0,85	0,73	0,39	0,16	0

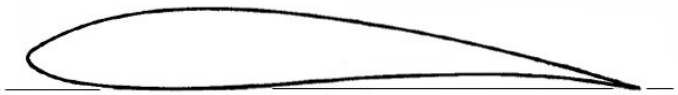


Fig. 61

EIFFEL 400

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	4,8	6,63	7,48	8,77	9,79	10,5	-	12,5	-	13,1	12,6	11,6	9,9	8,0	5,8	3,1	1,69	0,1
Y_2	4,8	3,39	2,85	2,03	1,41	1,0	-	0,1	-	0,1	0,8	1,3	2,0	2,4	2,2	1,3	0,71	0,1

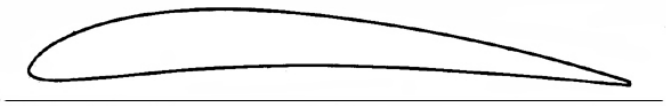


Fig. 62

GÖTTINGEN 301

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	4,3	-	8,3	9,9	11,1	12,0	-	14,2	-	14,9	14,7	13,9	12,5	10,8	8,6	6,2	-	3,5
Y_2	4,3	-	3,1	3,3	3,5	3,7	-	4,6	-	5,2	5,4	5,3	5,2	4,9	4,3	3,8	-	3,2

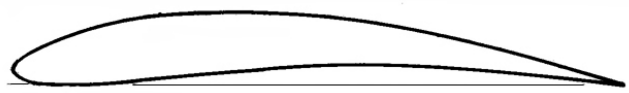
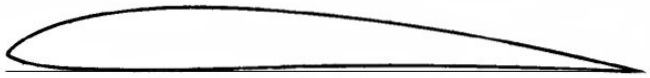


Fig. 63

GÖTTINGEN 500

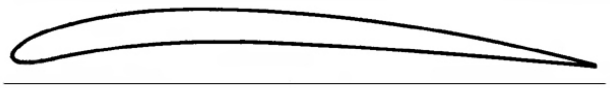
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	2,12	-	5,0	6,3	7,35	8,2	-	10,5	-	11,6	11,65	11,05	9,85	8,1	5,85	3,1	-	0
Y_2	2,12	-	0,45	0,1	0	0,05	-	0,7	-	1,6	2,4	3,0	3,3	3,15	2,45	1,15	-	0



GÖTTINGEN 602

Fig. 64

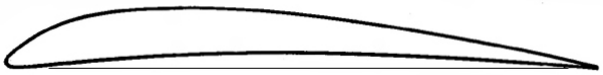
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	2,5	4,0	4,85	6,2	7,05	7,75	8,8	9,45	-	10,0	9,8	9,1	8,0	6,55	4,75	2,55	1,35	0
Y_2	2,5	1,48	1,15	0,75	0,5	0,4	0,2	0	-	0,4	0,65	1,0	1,25	1,15	1,0	0,6	0,3	0



M.V.A. 123

Fig. 65

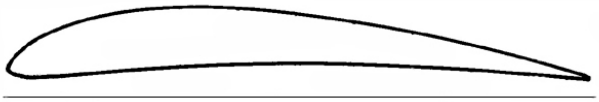
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	4,5	-	7,1	8,4	-	10,1	-	11,9	-	12,5	12,5	12,0	11,1	9,7	7,9	5,8	-	3,7
Y_2	4,5	-	3,7	4,1	-	5,1	-	6,3	-	7,1	7,1	6,7	6,1	5,5	4,8	4,2	-	3,5



M.V.A. 173

Fig. 66

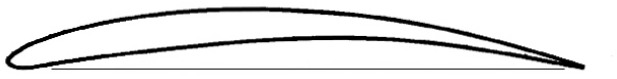
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0,6	2,5	3,7	5,3	-	7,5	-	9,6	-	10,1	9,9	9,1	7,8	6,2	4,5	2,6	-	0,2
Y_2	0,6	0	0,1	0,3	-	0,9	-	1,9	-	2,4	2,7	2,6	2,3	1,9	1,3	0,7	-	0



M.V.A. 301

Fig. 67

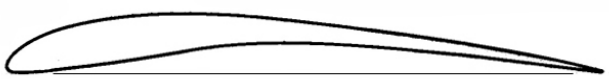
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	4,3	-	8,3	9,9	-	12,0	13,4	14,2	14,7	14,9	14,7	13,9	12,5	10,8	8,6	6,2	-	3,5
Y_2	4,3	-	3,1	3,3	-	3,7	4,2	4,6	4,9	5,2	5,4	5,3	5,2	4,9	4,3	3,8	-	3,2



BENEDEK 6557 - b

Fig. 68

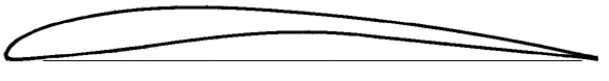
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	1,0	2,6	3,5	4,6	5,5	6,35	7,5	8,4	9,15	9,65	10,0	9,9	9,2	8,0	6,0	3,55	2,0	0,5
Y_2	1,0	0,2	0	0,35	0,75	1,1	1,7	2,4	3,0	3,6	4,5	5,1	5,15	4,8	3,9	2,2	1,1	0



BENEDEK 7407 - d

Fig. 69

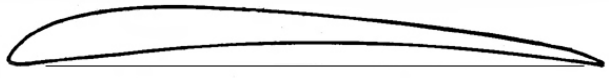
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	1,0	3,05	4,0	5,5	6,6	7,5	8,8	9,55	9,9	10,0	9,5	8,5	7,2	5,65	4,05	2,4	1,5	0,6
Y_2	1,0	0,15	0,1	0,4	0,7	1,0	1,6	2,2	2,8	3,45	4,6	5,45	4,6	3,45	2,25	1,1	0,55	0



BENEDEK 7456 - d

Fig. 70

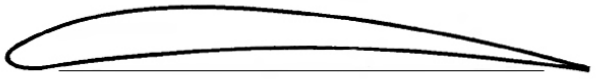
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0,85	2,5	3,45	4,9	5,95	6,7	8,0	8,7	9,0	9,05	8,8	8,0	6,9	5,5	3,95	2,25	1,4	0,5
Y_2	0,85	0	0,2	0,45	0,7	0,95	1,45	1,95	2,5	3,0	4,0	4,5	4,0	3,0	2,0	1,0	0,5	0



BENEDEK 7406 - f

Fig. 71

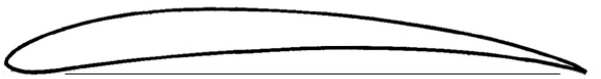
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0,9	2,95	3,95	5,6	6,6	7,4	8,55	9,2	9,55	9,65	9,3	8,6	7,7	6,65	5,4	3,95	2,9	0,5
Y_2	0,9	0,1	0,1	0,45	0,8	1,0	1,5	1,95	2,4	2,8	3,4	3,8	3,75	3,4	2,65	1,6	0,9	0



BENEDEK 8406 - a

Fig. 72

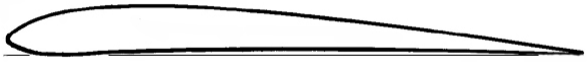
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	1,85	3,72	4,58	5,85	6,86	7,64	8,88	9,78	10,35	10,6	10,46	9,83	8,78	7,28	5,37	3,04	1,71	0,28
Y_2	1,85	0,29	0,06	0,02	0,17	0,43	1,11	1,76	2,32	2,81	3,31	3,46	3,39	3,03	2,36	1,34	0,68	0



BENEDEK 8556 - b

Fig. 73

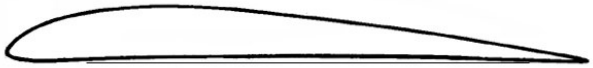
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	1,4	3,0	4,0	5,3	6,3	7,0	8,25	9,15	9,75	10,2	10,5	10,2	9,35	8,2	6,4	4,0	2,5	0,6
Y_2	1,4	0,3	0,1	0	0,2	0,4	1,0	1,5	2,1	2,5	3,2	3,75	4,0	3,9	3,2	2,0	1,1	0



BENEDEK 8353 – b/2

Fig. 74

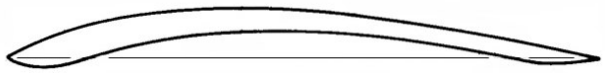
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	2,0	3,5	4,4	5,5	6,25	6,90	7,6	8,0	8,2	8,2	7,8	7,0	6,0	4,7	3,3	1,9	1,15	0,4
Y_2	2,0	1,0	0,6	0,2	0,05	0	0,2	0,35	0,5	0,65	0,8	0,9	0,9	0,8	0,6	0,3	0,18	0



BENEDEK 9304 – b

Fig. 75

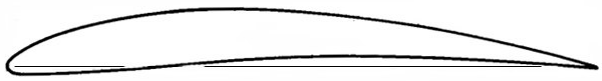
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	1,5	3,4	4,5	5,8	6,8	7,6	8,75	9,3	9,5	9,45	9,0	8,0	6,95	5,5	4,0	2,2	1,25	0,25
Y_2	1,5	0,5	0,15	0	0,1	0,25	0,45	0,55	0,6	0,65	0,75	0,85	0,85	0,8	0,6	0,3	0,15	0



MARQUARDT S - 2

Fig. 76

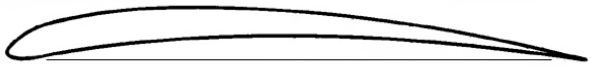
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	-	-	2,35	-	4,4	-	6,7	-	7,8	8,3	7,9	6,9	5,6	3,9	2,0	-	0
Y_2	0	-	-	-1,5	-	-1,0	-	1,5	-	3,5	4,5	4,5	3,9	2,6	0,9	-1,0	-	0



DAVIS A = 93 B = 17

Fig. 77

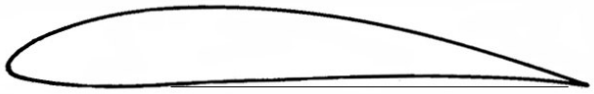
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	0	2,1	3,0	4,5	-	6,3	-	8,7	-	10,0	10,3	9,9	8,8	7,4	5,5	2,9	-	0
Y_2	0	-0,7	-0,8	-0,9	-	-0,8	-	0	-	0,8	1,4	1,8	2,0	1,9	1,5	0,9	-	0



RITZ

Fig. 78

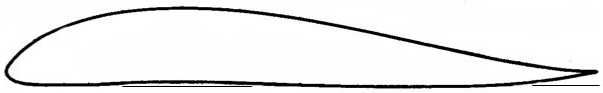
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	1,0	3,0	3,6	5,0	-	6,4	-	8,0	-	8,5	8,3	7,5	6,6	5,3	3,7	2,0	-	0
Y_2	1,0	0	0	0,5	-	1,0	-	2,1	-	3,0	3,5	3,6	3,5	3,0	2,1	1,0	-	0



R.A.F. 32 Fig. 79

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	3,42	5,56	6,52	7,84	-	9,72	11,02	11,92	-	12,98	13,1	12,46	11,06	9,1	6,56	3,6	1,98	0,12
Y_2	3,42	1,96	1,50	0,88	-	0,3	0,08	0	-	0,3	0,7	1,1	1,46	1,6	1,46	0,92	0,52	0,12

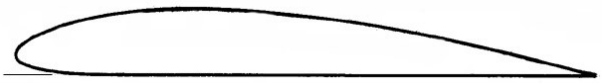
Dupla Curvatura



R.A.F. 33 Fig. 80

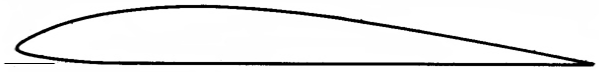
X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	2,14	4,42	5,54	7,8	-	9,62	11,28	12,3	-	13,22	12,94	11,66	9,7	7,5	5,3	3,5	2,86	2,38
Y_2	2,14	0,64	0,28	0,08	-	0,08	0,2	0,34	-	0,58	0,5	0,26	0,08	0,04	0,24	0,96	1,48	2,38

Plano - Convexos



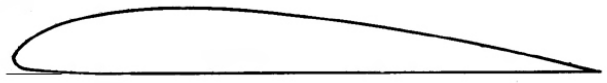
CLARK Y Fig. 81

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	3,5	5,45	6,50	7,9	8,85	9,6	10,68	11,36	-	11,7	11,4	10,52	9,15	7,35	5,22	2,8	1,49	0,12
Y_2	3,5	1,93	1,47	0,93	0,63	0,42	0,15	0,03	-	0	0	0	0	0	0	0	0	0



SAINT – CYR 52 Fig. 82

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	2,5	-	4,24	5,50	6,47	6,8	-	9,1	-	10,0	9,8	8,8	7,5	5,5	3,9	2,1	-	0
Y_2	2,5	-	1,66	1,30	0,87	0,8	-	0,02	-	0	0	0	0	0	0	0	-	0



GÖTTINGEN 436 Fig. 83

X	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Y_1	2,66	4,53	5,54	7,0	8,11	8,98	10,16	10,82	-	11,08	10,55	9,6	8,28	6,6	4,7	2,64	1,54	0,25
Y_2	2,66	1,21	0,79	0,37	0,15	0,05	0	0	-	0	0	0	0	0	0	0	0	0,25

ALONGAMENTO ALAR E RESISTÊNCIA INDUZIDA

Chama-se alongamento à relação entre a envergadura de uma asa e a sua profundidade média.

$$\lambda = \frac{E}{T_m}$$

Pode também dizer-se que o alongamento é a relação entre o quadrado da envergadura e a superfície da asa.

$$\lambda = \frac{E^2}{S}$$

Esta última expressão usa-se para o caso de asas de forma elíptica, ou outras em que não seja prático determinar o valor da corda média.

É o alongamento factor de grande importância nas características aerodinâmicas da asa.

Como se sabe, uma asa em movimento cria forças de pressão no ventre e de depressão no dorso. Assim, nas extremidades da asa, vamos encontrar um escoamento de ar do intradorso para o extradorso em torno do bordo marginal (fig. 84), fenómeno que se manifesta em virtude da tendência que todos os fluidos possuem de se escaparem das zonas de maior pressão para as de menor pressão.

Como indica a figura 85, as linhas de corrente do ventre da asa convergem para cima, atraídas pela zona de depressão, e projectam-se para trás, num movimento espiralado, em virtude da própria deslocação da asa.

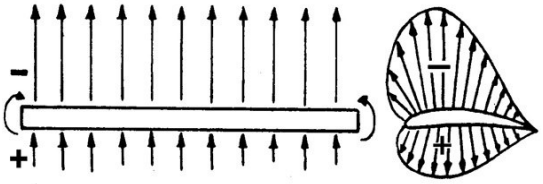


Fig. 84

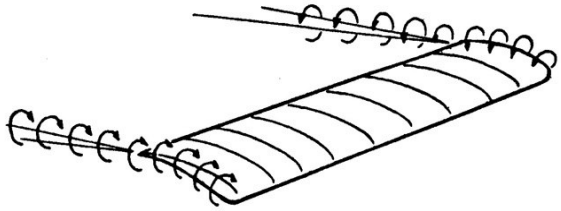


Fig. 85

Estes movimentos turbilhonares, a que se dá o nome de *turbulência marginal* ou *resistência induzida*, produzem na asa um sensível aumento de resistência e uma ligeira diminuição da sustentação. Estes efeitos, como se depreende, serão tanto maiores quanto maior for a diferença entre as forças de pressão e de depressão.

Dado que a resistência induzida é prejudicial ao voo, torna-se necessário atenuar ou, se possível, eliminar essas turbulências, reduzindo a diferença de pressões entre o intradorso e o extradorso.

Com essa finalidade usam-se normalmente, os seguintes processos:

1 – MAIOR ALONGAMENTO: Ao aumentar o alongamento da asa, reduz-se a profundidade e, consequentemente, a intensidade do movimento turbilhonar dos bordos marginais.

Adoptando asas de forma elíptica ou trapezoidal, reduz-se também a resistência induzida em virtude de o perfil ir diminuindo gradualmente para as extremidades (fig. 86).

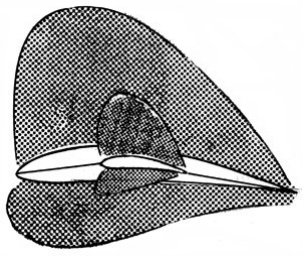


Fig. 86

2 – BORDOS MARGINAIS ARREDONDADOS: Da mesma forma, se se arredondarem as extremidades da asa, diminuir-se-á a diferença de pressões entre o dorso e o ventre.

3 – DERIVAS NOS BORDOS MARGINAIS: Com a finalidade de impedir a formação de turbulências marginais, usa-se, ainda, instalar placas verticais ou derivas nos perfis das extremidades, em especial em empenagens horizontais.

Isso isola as forças de pressão e de depressão e evita o escoamento do ar do intradorso para o extradorso.

4 – TORÇÃO GEOMÉTRICA: A asa é construída de forma a que o ângulo de calado vá diminuindo para os extremos, encontrando-se os perfis das extremidades nas vizinhanças da sustentação nula (fig. 87).

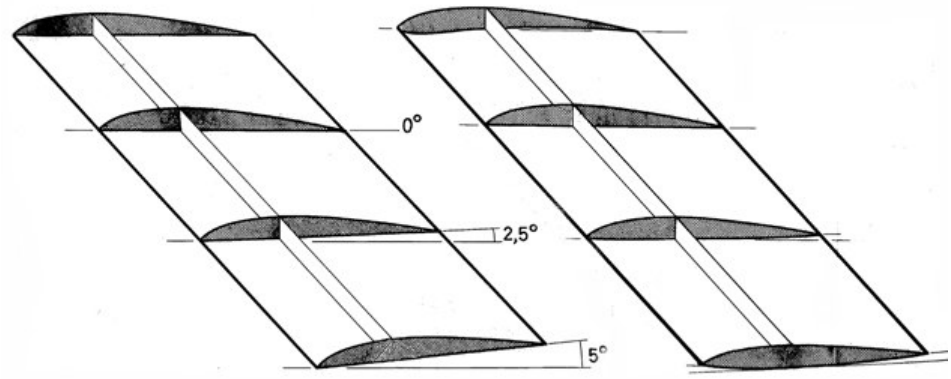


Fig. 87

Fig. 88

5 – TORÇÃO AERODINÂMICA: Obtém-se a torção aerodinâmica, fazendo evoluir o perfil da asa com o emprego de nervuras de forma diferente, de modo a que a sustentação vá diminuindo ao longo da asa e nos extremos seja praticamente nula (fig. 88).

Como já se disse, o alongamento e a torção, quer geométrica, quer aerodinâmica, têm ainda a vantagem de retardar o fenómeno da perda, dada a diferença de incidências ao longo da asa.

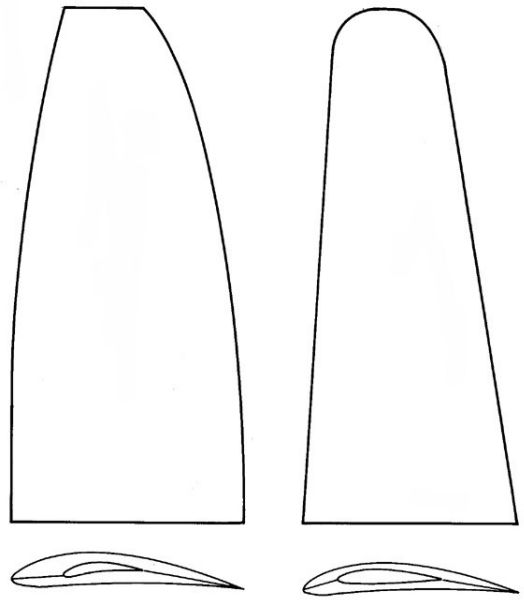


Fig. 89

Para atenuar a resistência induzida, podem ainda empregar-se, simultaneamente dois ou mais dos sistemas descritos como, por exemplo: asas elípticas com torção geométrica, asas trapezoidais de bordos arredondados e torção aerodinâmica, etc. (fig. 89).

No entanto, e porque os sistemas de torção reduzem a sustentação total da asa, e são, de certo modo, complicados e trabalhosos de executar, os processos que mais se empregam nos aeromodelos de competição resumem-se a: arredondamento das pontas em asas de grande alongamento (em regra, trapezoidais ou rectangulares de pontas elípticas) e redução da espessura máxima relativa nos perfis das zonas das extremidades.

VOO PLANADO E VOO COM MOTOR

Diz-se que um planador voa, descendo sempre.

Na realidade, sendo destituído de tracção, o planador progride porque o seu centro de gravidade, avançado em relação ao centro de pressões, o faz assumir, constantemente, uma posição picada; e isto, porque o *C.G.* tem sempre tendência de se colocar na vertical do *C.P.*

A tracção, no caso do planador, é substituída, como pode ver-se pelo gráfico da figura 90, pela componente ***Px*** do peso.

Assim, no voo planado, o peso ***P*** é decomposto em duas forças – ***Px***, paralela ao deslocamento, e ***Pz***, perpendicular – e equilibrado pela resistência ***Rx*** e pela sustentação ***Rz***.

À trajectória descendente percorrida pelo *C.G.*, que assegura o equilíbrio destas forças, chama-se *planeio*, e ao ângulo que essa trajectória faz com a horizontal *ângulo de planeio* ***β***.

É evidente que, quanto menor for este ângulo, isto é, quanto maior for a relação ***D / H*** (fig. 91), maior será a eficiência do modelo.

Sabendo-se que a eficiência aerodinâmica se exprime pela relação ***Rz / Rx***, conclui-se que, para obter um reduzido ângulo de planeio, será necessário que o modelo possua baixa resistência ao avanço e grande sustentação.

À relação contrária ***H / D*** chama-se *coeficiente de planeio.*

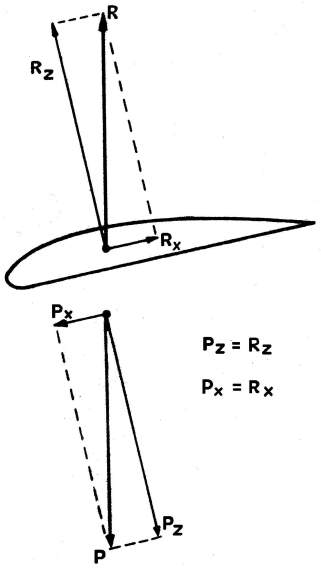


Fig. 90

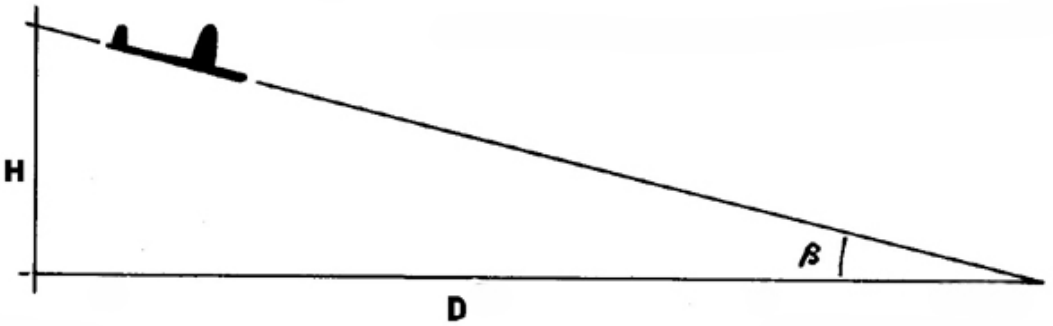


Fig. 91

O coeficiente de planeio representa, pois, a relação entre a altura perdida e a distância ao solo percorrida pelo modelo.

No voo planado há ainda a considerar a altura perdida, em relação ao tempo gasto – *a velocidade vertical de descida*, que terá de ser mínima, para que a duração seja máxima.

Assim, à velocidade de translação do modelo, que permite a maior duração de voo planado, e, portanto, a máxima eficiência, chama-se *velocidade mínima de descida*.

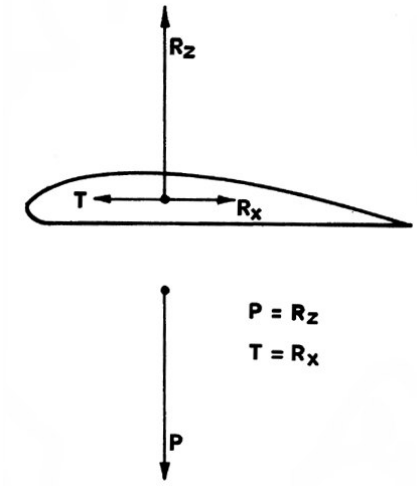


Fig. 92

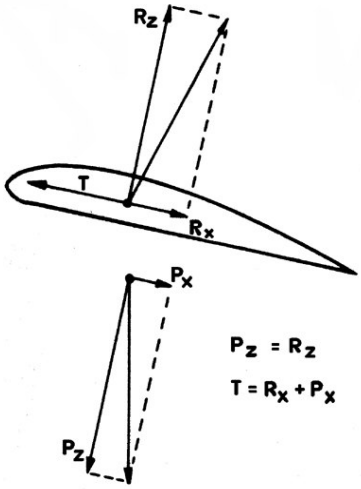


Fig. 93

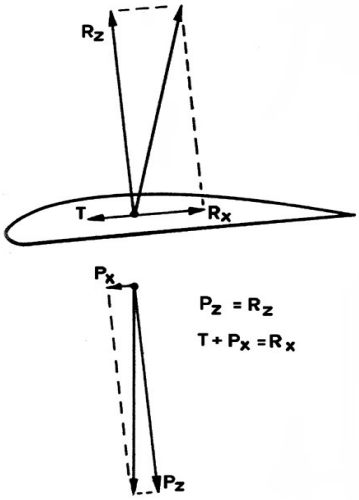


Fig. 94

No voo com motor, haverá que considerar ainda, além da sustentação, da resistência e do peso, a força de tracção ***T***.

Se o peso é equilibrado pela sustentação e a resistência pela tracção, o modelo encontra-se em equilíbrio, voando à horizontal (fig. 92).

No voo ascendente (fig. 93), o peso ***P*** é equilibrado pela sustentação e pela tracção. Esta será igual à soma de ***Rx*** com ***Px***.

No voo descendente (fig. 94), o peso é equilibrado pela sustentação e pela resistência ao avanço, a qual, neste caso, é igual a ***Px + T***.

ESTABILIDADE

Estabilidade é a propriedade que um aeromodelo possui de poder retomar a sua linha de voo normal logo que cesse a causa que provocou o desequilíbrio.

Ao observarmos um aeromodelo que, voando segundo uma trajectória regular, baixa inesperadamente, por exemplo, urna das asas ou levanta o nariz, em virtude de qualquer interferência estranha, e logo em seguida volta à posição normal de voo, dizemos que ele é estável. Se, ao contrário, o modelo, desviado da sua posição de equilíbrio, tende a desviar-se mais dessa posição, dizemos que é instável.

Um aeromodelo, ao deslocar-se no espaço, está sujeito a movimentos que se realizam em torno de três eixos de rotação principais, que passam pelo centro de gravidade: eixo transversal, eixo longitudinal e eixo vertical.

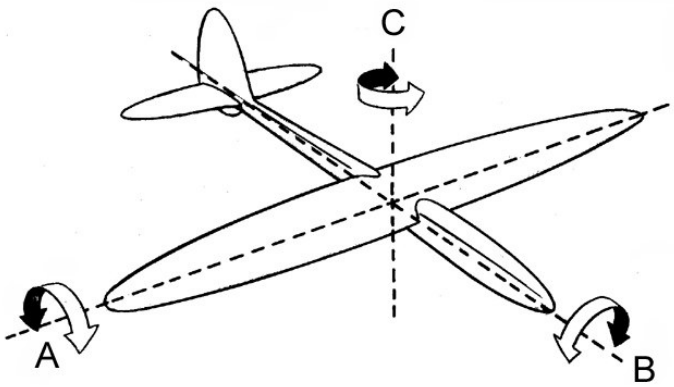


Fig. 95 – A – eixo transversal
B – eixo longitudinal
C – eixo vertical

Em tomo do eixo transversal, que se supõe instalado na direcção da envergadura, realizam-se os movimentos de picar e cabrar. Ao eixo longitudinal, que coincide com a trajectória, correspondem os movimentos de berço, isto é, de inclinação da asa. Em torno do eixo vertical, perpendicular aos anteriores, realizam-se os movimentos de deriva, à esquerda e à direita.

Um aeromodelo deve, para ser estável, compensar em torno dos seus eixos as perdas de equilíbrio acidentais, de modo que a linha de voo (trajectória descrita pelo centro de gravidade) coincida aproximadamente com o eixo longitudinal do modelo.

O aeromodelo terá, pois, de realizar em torno desses eixos a estabilidade correspondente, para voar em estado de equilíbrio.

ESTABILIDADE LONGITUDINAL

Ao eixo transversal corresponde a estabilidade longitudinal e os movimentos que se lhe referem são os de picar e cabrar.

Já vimos que um perfil alar é, por natureza, instável: o centro de pressão desloca-se para a frente com o aumento do ângulo de ataque, e vice-versa.

Assim, para assegurar a indispensável estabilidade longitudinal, foram os modelos dotados de planos de cauda que têm como função principal equilibrar o modelo com uma forma aerodinâmica, que gera um momento oposto ao da asa.

Consideremos uma asa, representada por um perfil (fig. 96), com um determinado ângulo de ataque (*α*), em que o *C.P.* coincida com o *C.G.* e imaginemos aplicadas neste ponto comum as forças ***S*** (sustentação) e ***P*** (peso).

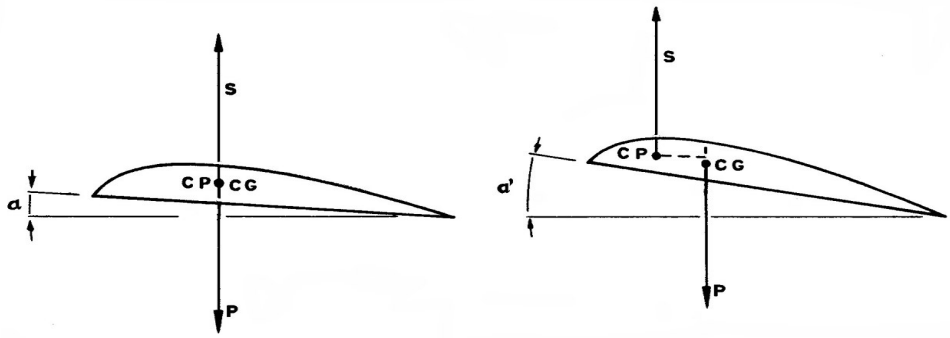


Fig. 96

A asa encontra-se em equilíbrio, pois a resultante é nula, já que ambas as forças, aplicadas no mesmo ponto e de sentidos opostos, têm a mesma grandeza.

Todavia, ao aumentarmos o ângulo de ataque (***α'***) o *C.P.*, onde está aplicada a força ***S***, avança, enquanto o *C.G.* permanece na mesma posição. Gera-se, portanto, um binário que tende a provocar um movimento de rotação, aumentando esse ângulo e tornando cada vez maior o desequilíbrio.

Para se obter o equilíbrio desejado, dotam-se os aviões de um plano horizontal de cauda, ou estabilizador, que, solidário à asa por meio da fuselagem, criará também, com as variações do ângulo de ataque, um binário que contraria o gerado na asa.

Assim, aparecem dois binários, que se opõem: um, formado pelas forças ***S*** e ***P***, que tende a fazer rodar a asa e, portanto, a desequilibrar o avião, e outro formado pelas forças ***S'*** e ***P***, que obriga a restabelecer o equilíbrio (fig. 97).

Isto é, cria-se no modelo, quando ele entra acidentalmente em desequilíbrio longitudinal, um momento que é igual ao produto da força ***S*** pela sua distância ao *C.G.* Para restabelecer o equilíbrio, o plano de cauda criará também um momento – *o momento estabilizador* – equivalente ao produto da força ***S'*** pela distância ***d***.

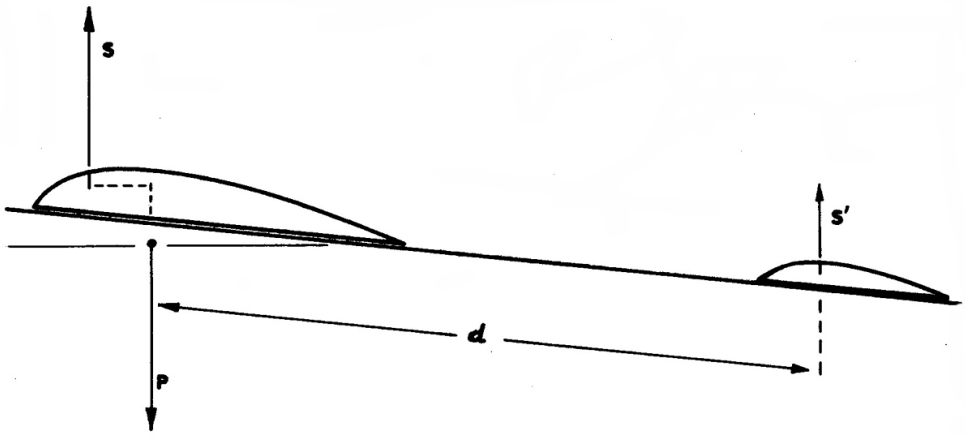


Fig. 97

Com efeito, se por qualquer causa estranha o ângulo de ataque aumentar, o momento estabilizador fará com que a cauda suba. Ao invés, se o ângulo de ataque diminuir, a cauda tenderá a descer, restabelecendo o equilíbrio (fig. 98).

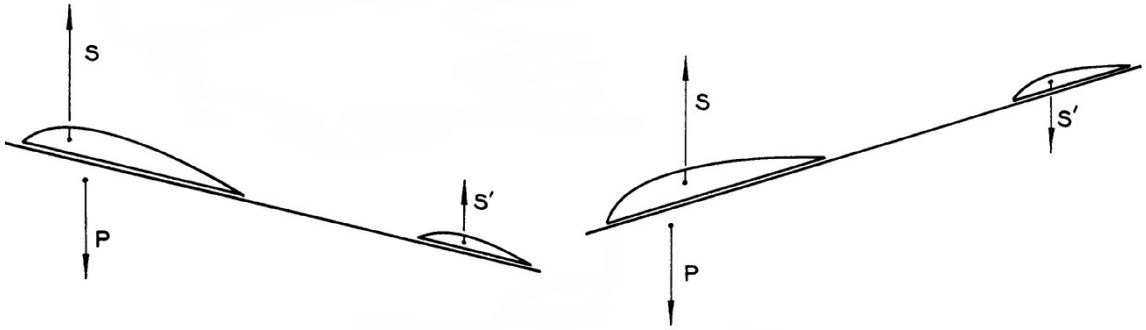


Fig. 98

No entanto, para que se possa conseguir a estabilidade longitudinal que determine o ângulo óptimo de planeio, torna-se necessário dar às superfícies sustentadoras uma determinada incidência relativa: tanto a asa como o estabilizador serão instalados na fuselagem segundo os melhores ângulos de calado para o planeio pretendido.

Assim, os planos sustentadores determinarão entre si um certo ângulo, formado pelas linhas de corda da asa e do estabilizador, ângulo esse que toma o nome particular de *V longitudinal* (fig. 99).

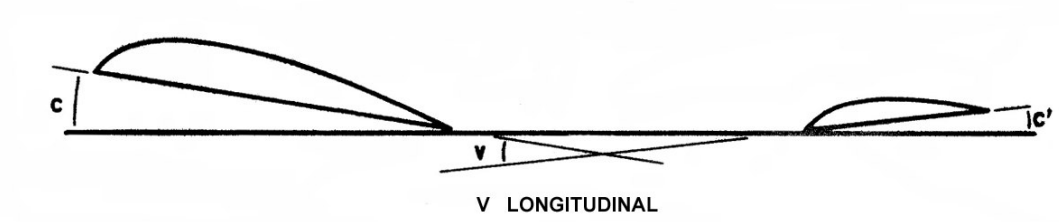


Fig. 99

Diz-se, na prática, que o momento estabilizador é o produto da área do plano horizontal de cauda pela distância ***d***.

Para se obter um momento estabilizador eficaz não é necessário aumentar em demasia essa distância; o mesmo resultado será obtido aumentando a área do estabilizador.

A experiência diz-nos que, de um modo geral, para assegurar urna boa estabilidade longitudinal em modelos de duração, a distância ***d*** deve andar por 4 vezes a corda média da asa e que a área do estabilizador deve estar compreendida entre $^1/_3$ e $^1/_5$ da superfície alar.

ESTABILIDADE LATERAL

Os movimentos que correspondem à estabilidade lateral são os de berço, ou de inclinação da asa, e realizam-se em tomo do eixo longitudinal.

A estabilidade lateral assegura-se dotando os modelos de determinadas superfícies verticais (derivas), normalmente colocadas acima do eixo longitudinal, e dispondo as asas em diedro, isto é, elevando as suas extremidades em relação à parte central.

Quando o modelo roda em torno do eixo longitudinal, exerce-se, sobre as superfícies verticais, uma reacção do ar que tende a fazer regressar à posição inicial essas superfícies (fig. 100).

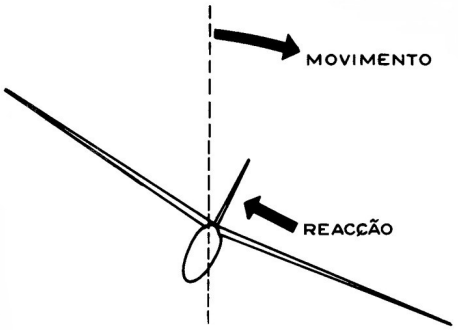


Fig. 100

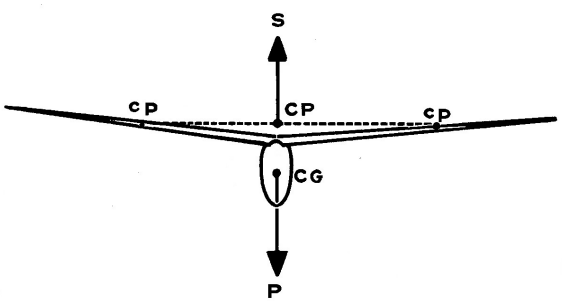


Fig. 101

Quando o modelo se inclina lateralmente, cria-se um momento estabilizador pendular, cujo braço é dado pela distância (***a***), da vertical do *C.P.* ao centro de gravidade (fig. 102).

No entanto, quando o modelo se inclina, é o diedro que exerce maior influência no restabelecimento do equilíbrio.

Considerando uma asa com diedro, verificamos que o centro de pressão dessa asa está colocado numa posição elevada (fig. 101). Neste caso o *C.P.* total encontrar-se-á a meio da uma recta, que una os centros de pressão das semi-asas.

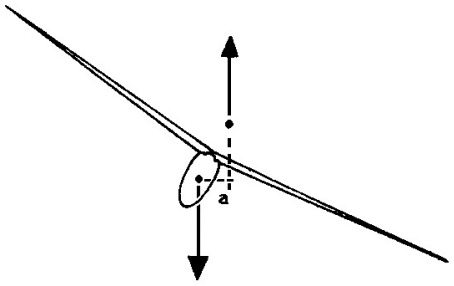


Fig. 102

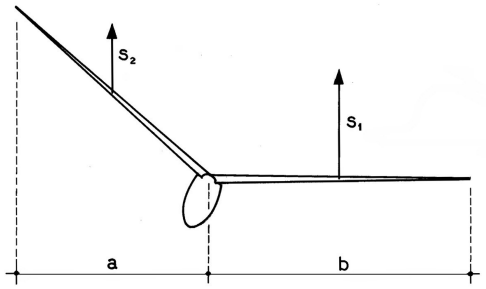


Fig. 103

Daqui se conclui que tanto mais estável será o modelo quanto maior for o afastamento dos centros de gravidade e de pressão, o que torna evidente, no caso da estabilidade lateral, a supremacia das asas com diedro em relação às asas rectas.

Em relação à área projectada, o diedro impõe ainda uma outra acção estabilizadora.

Como se verifica pela figura 103, a asa inferior apresenta uma superfície de projecção maior do que a asa elevada e, assim, dado que a sustentação é directamente proporcional à área alar, a asa mais baixa tenderá a elevar-se, restabelecendo o equilíbrio.

As formas de diedro mais usadas em aeromodelos são as seguintes:

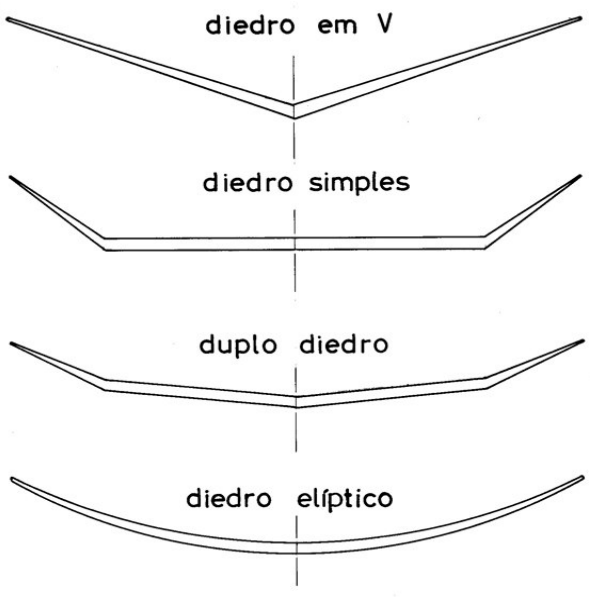


Fig. 104

O mais eficiente é, sem dúvida, o diedro elíptico, mas a grande dificuldade na sua construção leva os praticantes a usarem outras formas de diedro, também eficientes.

O duplo diedro tem uma acção estabilizadora muito enérgica e, por isso, é utilizado com frequência nos motomodelos de voo livre, em virtude da instabilidade na saída destes modelos.

Nos «borrachas» usam-se, normalmente, diedros em V e nos planadores ambos os tipos, de preferência o duplo diedro.

Especialmente nos motomodelos, em que se exige uma boa estabilidade lateral, usa-se colocar a asa sobre uma *cabana.* Assim, afastando o *C.P.* o mais possível do *C.G.*, obtém-se um momento pendular estabilizador muito elevado, sem necessidade de um diedro pronunciado, o que, a utilizar-se, provocaria uma diminuição de sustentação e, portanto, de eficiência.

ESTABILIDADE DE ROTA

A estabilidade de rota, que se realiza em torno do eixo vertical, opõe-se aos movimentos de deriva, à esquerda e à direita.

A estabilidade de rota é assegurada por uma racional distribuição da área lateral do modelo e, em muito menor escala, pela forma em flecha dada à asa.

Nas asas em flecha, com as pontas marginais projectadas para trás, a semiasa que avança opõe maior resistência ao avanço do que a outra (fig. 105), concorrendo assim, com uma pequena parcela, para manter a rota do modelo.

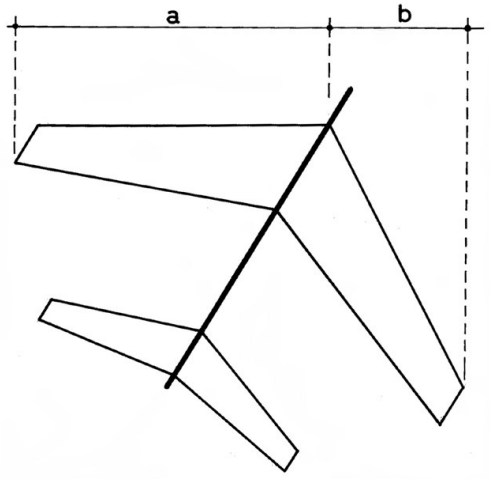


Fig. 105

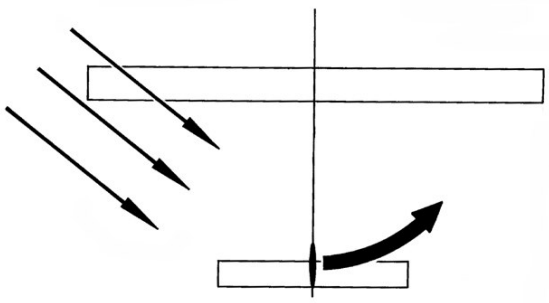


Fig. 106

No entanto, o que assegura essencialmente a estabilidade de rota é urna distribuição adequada da área lateral do modelo, da qual a maior parte deve encontrar-se atrás do eixo vertical.

Imaginemos um modelo que, voando contra o vento, é momentaneamente atacado por uma rajada lateral. Ele reagirá como um cata-vento: a parte posterior, onde está concentrada a maior parte da área, apresenta-se com uma incidência positiva em relação ao vento relativo e cria um momento que o fará rodar sobre o eixo vertical e ficar de novo frente ao vento (fig. 106).

Num aeromodelo, tal efeito é tanto maior quanto maior for a área do estabilizador, ou quanto maior for a sua distância ao centro de gravidade.

É evidente, no entanto, que um momento estabilizador elevado irá originar um movimento de cauda demasiado enérgico, reagindo o modelo aos mais insignificantes golpes de ar laterais, o que não é aconselhável nos modelos destinados a voo térmico.

Diz-nos a experiência que a melhor distribuição da área lateral é a seguinte: três partes para a frente do eixo vertical e cinco para trás.

Em resumo, para se obter urna boa estabilidade lateral, deve o *centro de área lateral* do modelo encontrar-se no eixo longitudinal, um pouco atrás do centro de gravidade, tanto mais recuado quanto maior se pretenda o momento estabilizador.

Vejamos, agora, como se define e encontra o centro de área lateral.

Centro de área lateral (*C.A.L.*)

O *C.A.L.* é o ponto onde se supõe aplicada a resultante das forças que actuam perpendicularmente ao plano vertical do modelo, considerado na direcção do movimento.

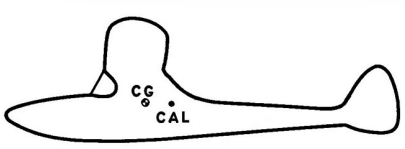


Fig. 107

Por outras palavras, é o ponto de aplicação da resultante de todas as forças aerodinâmicas, que atacam lateralmente o modelo.

Para determinar a sua posição exacta, desenha-se a vista lateral do modelo, completo, duplicando a área do diedro e trem de aterragem, bem como a deriva, se esta for dupla.

Traça-se depois urna linha vertical que divida a área assim obtida em duas partes iguais – uma anterior, outra posterior – e uma linha horizontal, que divida também a mesma superfície em partes iguais – uma superior, outra inferior.

O ponto de encontro dessas duas linhas, que representa o centro geométrico da figura, determina o centro de área lateral (fig. 108).

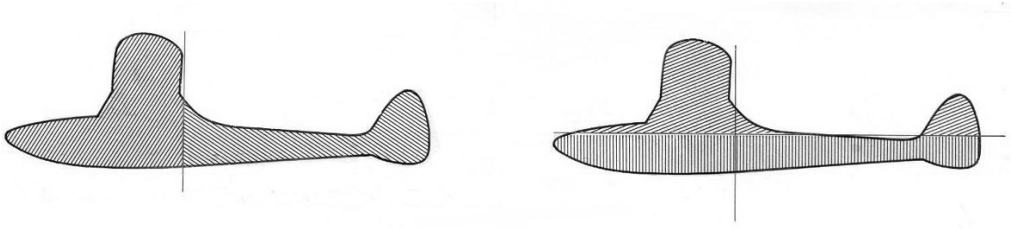


Fig. 108

No entanto, por se tratar de um processo trabalhoso de determinação de áreas, usam-se, na prática, outros métodos, também exactos e bastante mais simples.

Um deles é o descrito na figura 109.

Recorta-se em cartolina a vista lateral do modelo (que se desenhou à escala de $^1/_4$, por exemplo, não esquecendo duplicar todas as superfícies que sejam duplas) e suspende-se a silhueta obtida, que se prende pela deriva a um fio de prumo, marcando-se a vertical determinada pelo fio.

Em seguida, suspende-se de novo a silhueta por um outro ponto e traça-se a nova vertical. O ponto de intercepção das duas linhas, que não é mais do que o centro de gravidade da cartolina, coincide com o centro de área lateral do modelo.

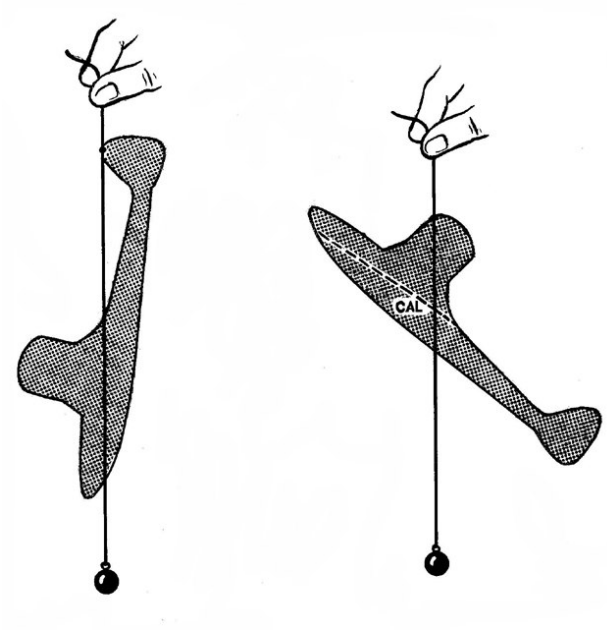


Fig. 109

Um outro processo (fig. 110) consiste em equilibrar a silhueta sobre uma cunha, primeiro numa posição, depois numa outra posição normal à primeira. Marcando na silhueta as linhas de contacto com a aresta da cunha, encontra-se o *C.A.L.*, no ponto de cruzamento das duas linhas.

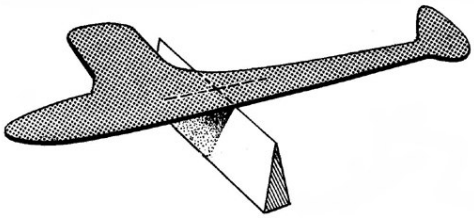


Fig. 110

Eixo de rolamento

Quando se diz que um modelo possui boa estabilidade de rota, não significa que ele tenha, necessariamente, de percorrer urna trajectória rectilínea. Muitos modelos são equilibrados de modo a descreverem linhas de voo espiraladas, em especial os modelos de duração em voo térmico, para assim obterem subidas e planeios mais adequados ao fim em vista.

Assim, teremos de considerar ainda um outro factor teórico que intervém na estabilidade de rota - *o eixo de rolamento* -, que se define como a recta que passa pelos centros das áreas laterais, anterior e posterior, tomadas com referência ao centro de gravidade (fig. 111).

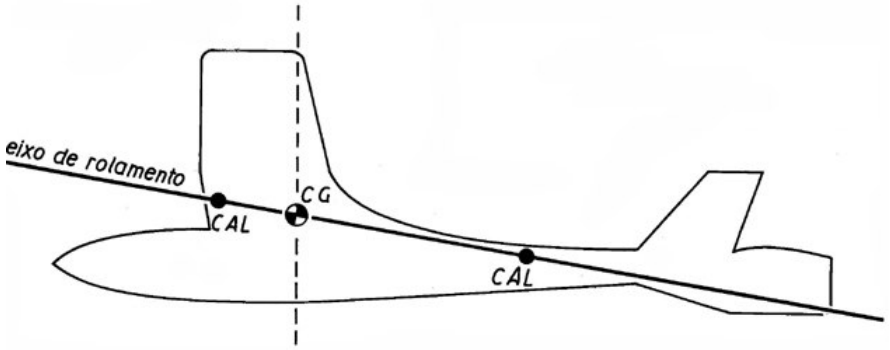


Fig. 111

Essa linha determina o eixo segundo o qual o modelo roda quando é investido por uma corrente de ar lateral. Se o eixo de rolamento fizer com a direcção do movimento um ângulo positivo, o modelo tenderá a inclinar o nariz para cima, verificando-se o contrário, se o eixo tiver urna incidência negativa.

Daqui se conclui assumir este eixo grande importância no voo em espiral, principalmente nos modelos a motor (motomodelos de voo livre, «borrachas», telecomandados, etc.), nos quais é fundamental assegurar uma distribuição da área lateral que determine um eixo de rolamento de incidência positiva.

Isso permitirá uma mais segura estabilidade nas saídas em espiral, sendo mais um factor a contribuir para que o modelo, nas voltas, não incline o nariz para baixo e entre em parafuso.