

JORGE HOMA

AERODINÂMICA E TEORIA DE VOO

NOÇÕES
BÁSICAS

Jorge M. Homa
Engenheiro Aeronáutico pelo
Instituto Tecnológico de Aeronáutica

AERODINÂMICA E TEORIA DE VOO

28^a Edição
2010

28

APRESENTAÇÃO

Este livro foi elaborado para servir como texto básico de preparação aos exames de Teoria de Voo requeridos para a obtenção da licença de Piloto Privado.

Considerando que para o piloto é importante compreender intuitivamente os fenômenos aerodinâmicos, foi evitado o uso de explicações matemáticas, exceto quando tal uso é generalizado ou requerido pelo programa.

Devido ao texto conciso, recomenda-se atenção aos detalhes na primeira leitura, o que será recompensado depois, pela redução de tempo na revisão.

Jorge M. Homa

ASA - Edições e Artes Gráficas Ltda.
Rua Estevão Baião, 217 - CEP 04624-000 - São Paulo - SP - Brasil
Tel./Fax: (11) 5562-2321/ 5562-3846
www.asaventura.com.br
e-mail: editora-asa@asaventura.com.br



ÍNDICE

CAPÍTULO ASSUNTO PÁGINA

1	NOÇÕES PRELIMINARES	1
2	FLUIDOS E ATMOSFERA	8
3	ESCOAMENTO	13
4	GEOMETRIA DO AVIÃO	17
5	FORÇAS AERODINÂMICAS Generalidades	20
	Sustentação	22
	Arrasto	26
6	DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES	30
7	COMANDOS DE VOO	33
8	GRUPOS MOTOPROPULSORES	38
9	VOO HORIZONTAL	45
10	VOO PLANADO	51
11	VOO ASCENDENTE	55
12	VOO EM CURVA	59
13	CARGAS DINÂMICAS	64
14	DECOLAGEM E POUSO	68
15	ESTABILIDADE LONGITUDINAL	72
16	ESTABILIDADE LATERAL	77
17	ESTABILIDADE DIRECIONAL	81
18	MANOBRAS	84
19	TEORIA DE VOO DE ALTA VELOCIDADE	88
	QUESTIONÁRIO	99
	RESPOSTAS	123

Capítulo

1

NOÇÕES PRELIMINARES

1. AERODINÂMICA E TEORIA DE VOO — A **Aerodinâmica** é uma ciência que faz parte da **Física** e estuda o movimento do ar e a sua interação com os corpos. Em outras palavras, ela estuda os efeitos do movimento do ar sobre os corpos e os efeitos dos corpos sobre o movimento do ar. A **Teoria de Voo**, por sua vez, é a aplicação da Aerodinâmica ao projeto e à operação das aeronaves em geral e à dos aviões em particular.

2. COMPRIMENTOS E DISTÂNCIAS — Em Aviação, os comprimentos e distâncias são indicados em unidades métricas como o metro e o quilômetro e também em unidades inglesas como o pé, a milha terrestre e a milha marítima.

NOTA: O pé equivale a 30,48 centímetros e abrevia-se "ft" (foot). A milha terrestre (ou apenas milha) equivale a 1.609 km e abrevia-se "mi" (mile). A milha marítima equivale a 1.853 km e abrevia-se "nm" ("nautical mile").

Neste livro, os textos em *letras reduzidas*, como na **NOTA acima**, fornecem somente informações complementares. O **texto principal** e as ilustrações contêm toda a matéria requerida.

3. VELOCIDADE — É a distância percorrida por unidade de tempo. Em Aviação, além das unidades métricas como m/s (metro por segundo) e km/h (quilômetro por hora), são também usadas as seguintes unidades inglesas:

- **pé por minuto (ft / min)**
- **milha por hora (mph)**
- **nó (kt)**

NOTAS: 1. "kt" é abreviatura de "knot", que significa "nó".

2. "nó" significa "milha náutica por hora"; portanto devemos dizer simplesmente "100 nós" e não "100 nós por hora".

4. MASSA — É a quantidade de matéria contida num corpo. As unidades de massa mais comuns são :

- **kg** — quilograma-massa (ou apenas "quilograma")
- **lb** — libra (0,454 kg)

A massa de um determinado corpo é invariável, a menos que seja acentuada ou extraída matéria desse corpo.

5. FORÇA — É tudo aquilo que é capaz de alterar o movimento de um corpo. As unidades de força mais comuns são:

- **kgf** — quilograma-força
- **lbf** — libra-força:

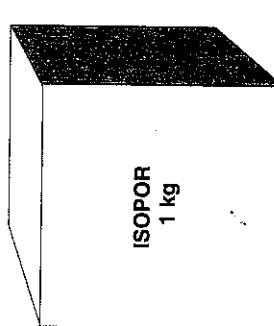
"Alterar o movimento" significa "**alterar a velocidade**", ou seja, iniciar ou parar um movimento, acelerar, desacelerar ou apenas mudar-lhe a direção. Uma força **sempre** altera o movimento. Duas forças nem sempre alteram, porque uma pode agir contra a outra e se cancelarem mutuamente.

6. PESO — É a força que resulta da ação da gravidade sobre os corpos. O peso deve ser indicado em **kgf** ou **lbf** ou **outra unidade de força**.

Convencionou-se chamar de quilograma-força (**kgf**) à força que a gravidade terrestre exerce sobre 1 (um) quilograma-massa. Portanto um astronauta de **80 kg** pesará **80 kgf** na Terra. Isso leva muitos a confundirem massa com peso, imaginando que **80 kg** e **80 kgf** são a mesma coisa. Tal confusão não existiria na Lua, onde o corpo do astronauta continuaria com **80 kg** de matéria, mas o peso teria diminuído para **13 kgf**, devido à fraca gravidade lunar.

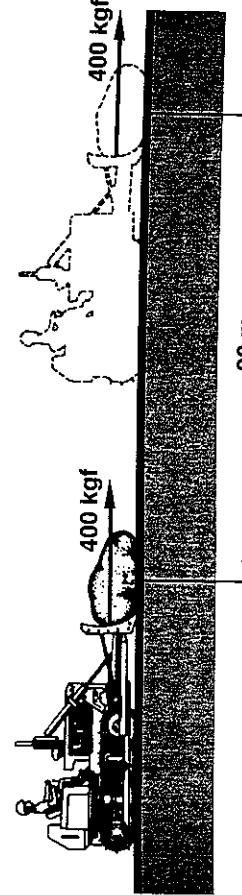
7. DENSIDADE — É a massa por unidade de volume. Por exemplo, a gasolina possui uma densidade igual a 0,72 kg/litro ; ou seja, cada litro de gasolina tem a massa de 0,72 kg.

É importante não confundir **densidade** com **peso** ou **massa**. Embora seja costume dizer que "o chumbo é mais pesado que o isopor", o correto é afirmar que "o chumbo é mais DENSO que o isopor". A figura ao lado faz uma comparação entre dois cubos de mesmo peso feitos com esses materiais.



8. TRABALHO — É o produto da força pelo deslocamento. Por exemplo, se um trator empurrar uma pedra com uma força de 400 kgf por uma distância de 20 metros, o trabalho executado será o produto calculado como :

$$\text{Trabalho} = 400 \text{ kgf} \times 20 \text{ m} = 8000 \text{ kgf.m}$$



Nota: "Produto" é a mesma coisa que "multiplicação". O produto pode ser indicado de várias maneiras: $A = B \times C$ ou $A = B.C$ ou ainda $A = BC$, como é usual em fórmulas matemáticas.

9. ENERGIA — É tudo aquilo que é capaz de realizar trabalho. Existem diversos tipos de energia, tais como :

a) **Energia Cinética** — É a energia contida num corpo em movimento.

Um caminhão em alta velocidade possui energia cinética, vulgarmente conhecida como "embalo". Essa energia é utilizada pelo caminhoneiro para vencer a próxima subida.

b) **Energia Potencial Gravitacional** — É a energia contida num corpo em posição elevada.

Um caminhão parado no alto de um morro possui energia potencial gravitacional. Aproveitando essa energia, um caminhão pode se mover mesmo com o motor parado, adquirindo velocidade morro abaixo.

c) **Energia de Pressão** — É a energia contida num fluido sob pressão.

Alguns exemplos são os gases produzidos pelas explosões, o ar comprimido usado para acionar ferramentas, o óleo sob pressão usado para acionar macacos hidráulicos, etc.

Existem muitas outras formas de energia, como a energia química, energia térmica, energia elétrica, energia nuclear, etc. A energia não pode ser criada, nem destruída ou consumida. Ela pode apenas ser convertida em outra forma de energia.

Num automóvel ocorrem sucessivas transformações e transferências de energia. O combustível possui energia química, que se transforma em energia térmica através da combustão. A energia térmica se transforma em energia de pressão nos gases de combustão. A energia de pressão se converte em energia mecânica no eixo do motor e a seguir em energia cinética, no movimento do automóvel.

10. POTÊNCIA — É o trabalho produzido por unidade de tempo. Para finalidades técnicas, é comum calcular a potência multiplicando a força pela velocidade:

$$\text{Potência} = \text{Força} \times \text{Velocidade}$$

A potência é geralmente medida em HP (Horse Power, em inglês). O HP equivale à potência de um cavalo médio, que é capaz tracionar com uma força de 76 kgf à velocidade de 1 metro por segundo.

11. ACELERAÇÃO — É a variação da velocidade por unidade de tempo. Por exemplo, se um automóvel acelerar durante 10 segundos e atingir a velocidade de 40 m/s, significará que a sua velocidade aumentou de 4 m/s em cada segundo. Matematicamente dizemos que a aceleração foi de 4 m/s² ("metros por segundo ao quadrado").

12. PRIMEIRA LEI DE NEWTON — De acordo com esta lei da Física, todo corpo possui a tendência de permanecer em repouso ou em movimento retílineo uniforme. Essa tendência chama-se "inércia". Por isso a Primeira Lei de Newton é também conhecida como "Lei da Inércia".

13. SEGUNDA LEI DE NEWTON — Esta lei afirma que a aceleração é diretamente proporcional à força aplicada e inversamente proporcional à massa do corpo. Matematicamente, escrevemos da seguinte forma:

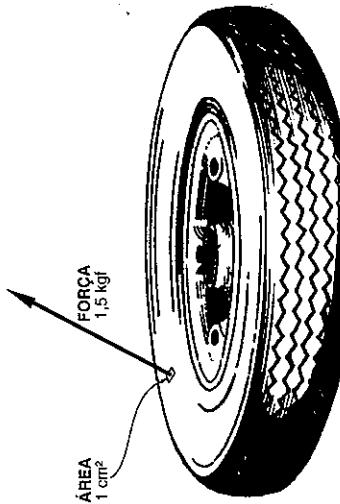
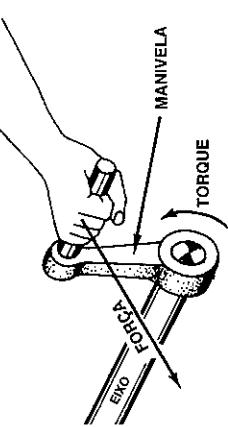
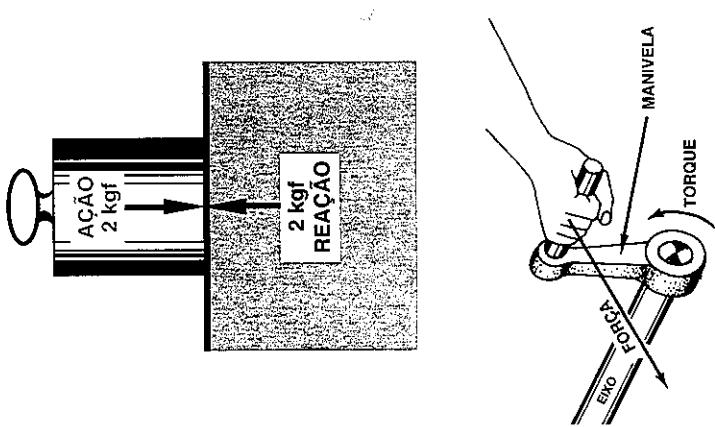
$$\text{Aceleração} = \frac{\text{Força}}{\text{Massa}}$$

É importante compreender bem o significado dos termos "diretamente proporcional" e "inversamente proporcional", conforme explicado a seguir:
 "A aceleração é diretamente proporcional à força" — significa que quanto maior a força, maior é a aceleração.
 "A aceleração é inversamente proporcional à massa" — significa que, quanto maior a massa, menor é a aceleração.

A Segunda Lei de Newton permite complementar a Primeira Lei e afirmar que se não houver uma força atuando sobre um corpo, ele permanecerá parado ou em movimento retílineo uniforme.

14. TERCEIRA LEI DE NEWTON — Esta lei é também conhecida como "Lei da Ação e Reação" e afirma que a toda ação corresponde uma reação de igual intensidade, porém em sentido contrário. Por exemplo, se colocarmos um objeto pesando 2 kgf sobre uma mesa, esta exercerá para cima uma força igual a 2 kgf.

Uma consequência importante desta lei é que não existem forças isoladas no Universo. Assim como não se pode evitar o aparecimento do reflexo diante de um espelho, não é possível aplicar uma força sem que apareça a reação oposta. A força de reação, porém, não é uma mera imagem, mas uma força tão real quanto a ação inicial. Por exemplo, um ovo se parte ao bater no chão devido à força de reação do solo, e não da ação do ovo sobre o solo.



15. MOMENTO, TORQUE ou CONJUGADO — É tudo aquilo que pode causar rotação. Na figura ao lado, uma força aplicada à manivela produz um torque em torno do eixo, fazendo-o girar.

16. PRESSÃO — É a força por unidade de área. Num pneu de automóvel a pressão do ar interno é de aproximadamente 1,5 kgf/cm². Isso significa que em cada centímetro quadrado das paredes do pneu o ar exerce uma força para fora, de 1,5 kgf.

Não devemos confundir Pressão com Força. Observemos que no pneu acima há uma pressão de 1,5 kgf/cm² e não uma força de 1,5 kgf (o que, evidentemente, não suportaria o peso do automóvel sobre a roda). Para obter a força é preciso multiplicar a pressão pela área de contato do pneu com o solo, por exemplo:
 Carga = Pressão × Área = 1,5 kgf/cm² × 200 cm² = 300 kgf

17. VELOCIDADE ABSOLUTA E VELOCIDADE RELATIVA — Velocidade **absoluta** é a velocidade de um corpo medida em relação à Terra. Velocidade **relativa** é a velocidade medida em relação a um outro corpo.

Se dois automóveis a 100 km/h deslocarem-se em sentidos opostos numa estrada, teremos uma velocidade relativa entre elas de 200 km/h. Mas se eles traçarem no mesmo sentido, a velocidade relativa será de zero km/h.

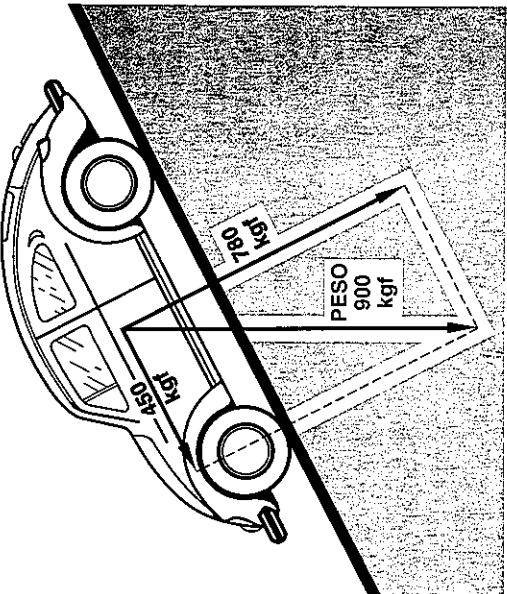
18. VENTO ABSOLUTO E VENTO RELATIVO — Vento Absoluto ou Atmosférico é o movimento do ar em relação à Terra. Vento Relativo é o movimento do ar em relação a um corpo qualquer.

Em atmosfera calma, o vento relativo tem uma velocidade igual à do corpo em movimento, porém em sentido oposto. Portanto, se um avião estiver subindo em atmosfera calma à velocidade de 160 km/h num ângulo de 20 graus, o vento absoluto será nulo, mas o vento relativo estará descendo a 160 km/h, num ângulo de 20 graus.

19. VETOR — É uma grandeza matemática que possui intensidade, direção e sentido. Os vetores são usados para representar diversas grandezas físicas como forças, velocidades, acelerações, pressões, etc.

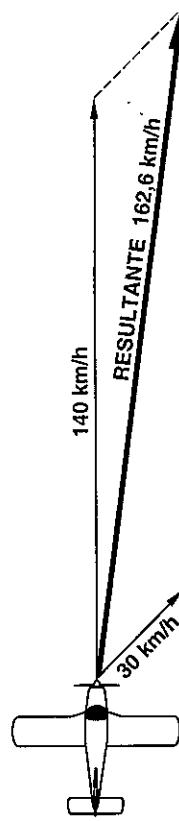
Um vetor é representado graficamente por uma seta como na figura, ao lado. Neste caso, o vetor está representando uma força cuja intensidade é indicada por um número (40) e sua unidade (kgf); a direção é inclinada e o sentido é da esquerda para a direita.

Grandezas como a temperatura e a densidade não possuem direção nem sentido, portanto não podem ser representadas por vetores.

- 21. DECOMPOSIÇÃO DE VETORES** — É o processo contrário ao da Composição de Vetores, pois aqui partimos da resultante para obter as componentes que nos interessam.
- 
- Na figura, ao lado, temos um carro de 900 kgf e desejamos saber qual é a força no sentido "ladeira abaixo" exercida pela gravidade. Inicialmente desenharemos o vetor de 900 kgf, que será a diagonal do paralelogramo (neste caso um retângulo). Os lados desse retângulo corresponderão respectivamente a 450 kgf no sentido "ladeira abaixo" e 780 kgf no sentido contra o solo. Podemos obter o mesmo resultado matematicamente, mas isso não será necessário neste curso.

20. COMPOSIÇÃO DE VETORES — É um método usado para determinar a resultante de dois ou mais vetores.

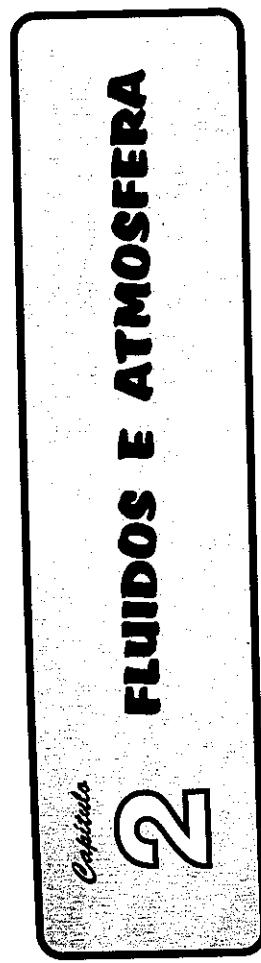
Na figura, abaixo, um avião voa a 140 km/h em direção ao leste. Ao mesmo tempo, ele se desloca lateralmente devido a um vento noroeste de 30 km/h. Para determinar a velocidade resultante do avião, devemos fazer a composição dos dois vetores. Um dos métodos consiste em desenhá-los com os comprimentos corretos (por exemplo, em milímetros) e trazar um paralelogramo conforme mostrado abaixo. O comprimento da diagonal será a velocidade resultante.



FLUIDOS E ATMOSFERA

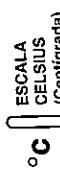
2

Cáculo



5. TEMPERATURA

— A temperatura é medida através de termômetros que podem ser graduados em diversas escadas.



À esquerda vemos um termômetro de mercúrio graduado em escala Celsius. Esse termômetro indicará 0 °C (zero graus Celsius ou centígrados) na temperatura de congelamento da água e 100 °C na temperatura de ebulição.

O termômetro da direita é idêntico, porém está graduado em escala Fahrenheit, que é usada nos países de língua inglesa. Ele indicará 32 °F (32 graus Fahrenheit) no ponto de congelamento da água e 212 °F no ponto de ebulição.

1. FLUIDO — É todo corpo que não possui forma fixa. Existem duas espécies de fluidos:

- a. **Líquidos** — água, gasolina, óleo, etc.
- b. **Gases** — ar, oxigênio, vapor d'água, etc.

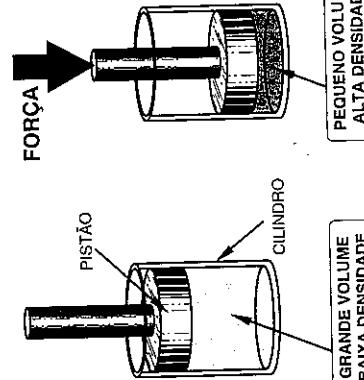
2. ATMOSFERA — É a camada de ar que circunda a Terra. O ar é uma mistura de gases que contém aproximadamente 21% de oxigênio, 78% de nitrogênio e 1% de gases nobres, dióxido de carbono e outros gases diversos. O vapor d'água não é considerado componente do ar, apesar de estar quase sempre presente, assim como partículas sólidas e poluentes diversos.

3. PARÂMETROS ATMOSFÉRICOS — São as propriedades do ar atmosférico; elas são variáveis e afetam o voo dos aviões e o funcionamento dos motores. Os parâmetros que nos interessam neste curso são:

- a) **Densidade**
- b) **Temperatura**
- c) **Pressão**

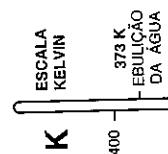
4. DENSIDADE — Já sabemos que densidade é a massa por unidade de volume. Como o volume de uma dada massa de gás é variável, a densidade também varia, na razão inversa do volume.

Isso significa que a densidade e o volume variam nos sentidos opostos, ou seja, quando um aumenta, o outro diminui.



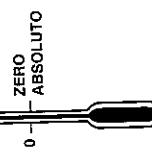
6. ESCALAS TERMOMÉTRICAS ABSOLUTAS

— A natureza possui uma temperatura mínima absoluta, que é igual a 273°C (ou 460 °F) negativos. Essa temperatura é adotada como o "zero" das **Escalas Termométricas Absolutas**, para uso em cálculos.



A escala Kelvin, mostrada à esquerda, utiliza a mesma graduação da escala Celsius, porém deslocando o "zero" em 273 graus no sentido negativo, para que coincida com o Zero Absoluto natural. Dessa maneira, torna-se fácil calcular a temperatura Kelvin, pois basta somar 273 à temperatura Celsius.

À direita vemos a escala Rankine usada em países de língua inglesa. Ela utiliza a mesma graduação da escala Fahrenheit, porém deslocando o "zero" em 460 graus negativos.



PEQUENO VOLUME ALTA DENSIDADE

GRANDE VOLUME BAIXA DENSIDADE

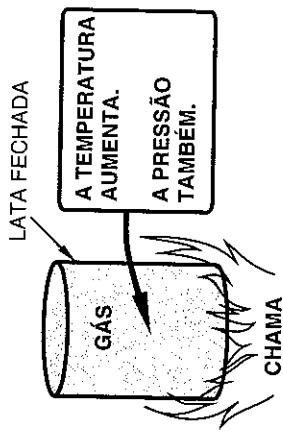
7. LEI DOS GASES — É a lei da Física que descreve a forma pela qual variam a pressão, a densidade e a temperatura de um gás. Para entendê-la intuitivamente, consideraremos três aspectos distintos dessa lei:

A) NUM GÁS A DENSIDADE CONSTANTE, a pressão aumenta proporcionalmente à temperatura.

Na figura ao lado temos gás numa lata fechada, portanto com volume e densidade constantes.

A chama aumenta a temperatura do gás, o qual tenta expandir. Como a lata está fechada, a pressão aumentará, na **mesma proporção** da temperatura absoluta.

Por exemplo, se a temperatura absoluta (Kelvin ou Rankine) aumentar 2,37 vezes, a pressão também aumentará nessa mesma proporção (2,37 vezes).



B) NUM GÁS A PRESSÃO CONSTANTE, a densidade diminui proporcionalmente ao aumento da temperatura.

Na figura ao lado, o pistão está livre. O seu próprio peso exerce uma pressão constante sobre o gás.

O gás aquecido pela chama se expande; portanto sua densidade diminui.

A **proporção inversa** será obedecida, ou seja, se a temperatura for multiplicada por 2, a densidade será *dividida* por 2. Lembrar que somente as Escalas Absolutas de Temperatura nos cálculos. Por exemplo, quando se diz que "a temperatura aumentou 2 vezes", subentende-se que a temperatura em KELVIN ou em graus RANKINE aumentou duas vezes. Consequentemente, o dobro de 27 graus Celsius NÃO é 54 °C. O valor correto é 327 °C, conforme explicado a seguir:

- 27 °C igual a $27 + 273 = 300$ K
- O dobro de 300 K é igual a 600 K
- 600 K igual a: $600 - 273 = 327$ °C

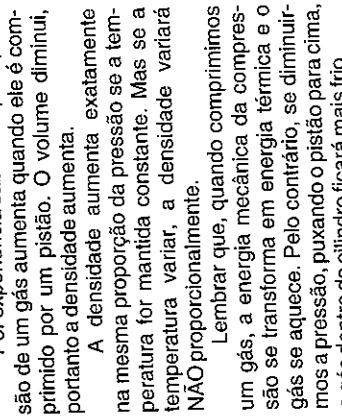
NOTA: Devemos dizer ou escrever apenas "600 Kelvin" e não "600 graus Kelvin".

C) NUM GÁS A TEMPERATURA CONSTANTE, a densidade aumenta proporcionalmente à pressão.

Por experiência sabemos que a pressão de um gás aumenta quando ele é comprimido por um pistão. O volume diminui, portanto a densidade aumenta.

A densidade aumenta exatamente na mesma proporção da pressão se a temperatura for mantida constante. Mas se a temperatura variar, a densidade variará NÃO proporcionalmente.

Lembrar que, quando comprimimos um gás, a energia mecânica da compressão se transforma em energia térmica e o gás se aquece. Pelo contrário, se diminuirmos a pressão, puxando o pistão para cima, o gás dentro do cilindro ficará mais frio.



8. PRESSÃO ATMOSFÉRICA

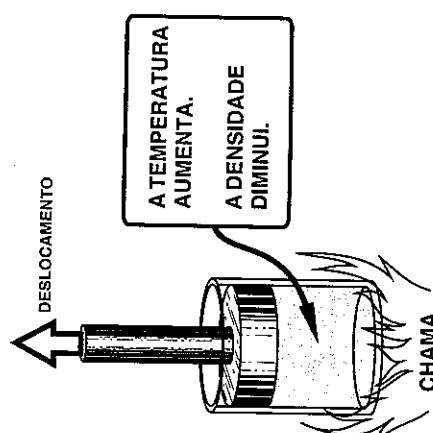
— É a pressão exercida pelo ar sobre todas as coisas que estão dentro da atmosfera.

A existência da pressão atmosférica pode ser comprovada fazendo o vácuo no interior de uma lata vazia de paredes finas. A lata será esmagada pela pressão atmosférica, porque no interior não existe mais o ar para se opor à pressão externa.

9. VARIAÇÃO DOS PARÂMETROS ATMOSFÉRICOS

— Até uma determinada altitude, a pressão, a densidade e a temperatura **diminuem** à medida que a altitude aumenta. Além disso, a umidade também diminui a densidade do ar porque o vapor d'água é menos denso que o oxigênio e o nitrogênio do ar.

Os parâmetros atmosféricos variam com a altitude e fenômenos meteorológicos diversos, mas sempre obedecendo à lei dos gases.



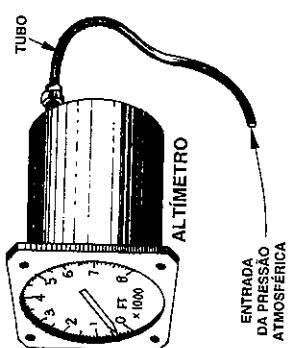
10. ATMOSFERA PADRÃO — Devido à grande variabilidade da atmosfera real, tornou-se necessário adotar uma Atmosfera Padrão. Se um outro fabricante a uma altitude de 10.000 metros na Atmosfera Padrão, estabelecia através de uma convenção ou um comum acordo. Ela tem como finalidade padronizar as condições para a especificação, determinação e comparação do desempenho de aeronaves e motores.

Por exemplo, um avião pode ter sua velocidade máxima especificada em 660 km/h a uma altitude de 10.000 metros na Atmosfera Padrão. Se um outro fabricante especificar uma velocidade superior, de 690 km/h, para o seu avião, tal especificação só merecerá crédito se essa velocidade foi determinada em idênticas condições, na mesma Atmosfera Padrão; caso contrário, a comparação será inválida.

11. ATMOSFERA PADRÃO ISA (ICAO Standard Atmosphere) — É a Atmosfera Padrão predominante na Aviação, definida pela Organização da Aviação Civil Internacional (OACI, ou ICAO, em inglês) — com sede em Montreal, no Canadá. Basicamente são adotados os seguintes parâmetros para o nível do mar:

- Pressão: 1013,5 hPa (760 mm de mercúrio)
- Densidade: 1,225 kg/m³
- Temperatura: 15 °C

12. O ALTIMETRO — O altímetro usado nos aviões baseia-se no princípio de que a pressão atmosférica decresce com a altitude. Portanto ele é um barômetro (aparelho medidor de pressão atmosférica) funcionando como altímetro.



13. ALTITUDE VERDADEIRA — É a altitude real em que o avião se encontra, medida em relação ao nível do mar.

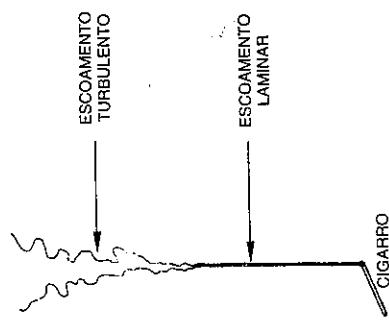
14. ALTITUDE PRESSÃO — É a altitude baseada na pressão atmosférica da Atmosfera Padrão. Numa atmosfera real, as pressões variam de maneira diferente da Atmosfera Padrão, portanto a altitudepressão deixa de ser a altitude verdadeira. Todavia, isso não prejudica a segurança de voo, porque todos os aviões que voam numa mesma região estarão com erros iguais, o que afasta a possibilidade de colisões.

15. ALTITUDE DENSIDADE — É a altitude baseada na densidade do ar da Atmosfera Padrão. Na atmosfera real, a altitude densidade é diferente da altitude verdadeira, mas ela é usada para especificar o teto de subida, que é a altitude máxima que o avião pode atingir.

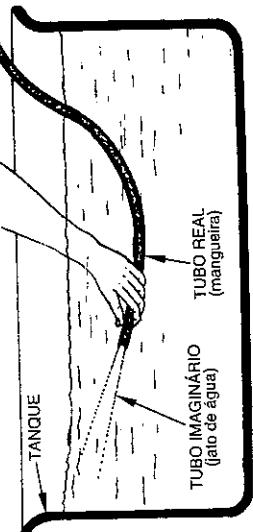
Na verdade, os desempenhos do avião e do motor dependem da densidade do ar, portanto a altitude densidade poderia ser mais representativa do que a altitudepressão. Porém várias razões práticas, incluindo a dificuldade de se construir um densímetro atmosférico simples, favoreceram a adoção da altitude pressão.

ESCOAMENTO

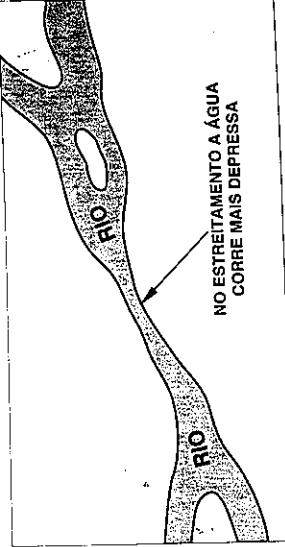
3



- 1. ESCOAMENTO** — O movimento de um fluido gasoso ou líquido é denominado escoamento, o qual pode ser de dois tipos:
- *Laminar ou lamelar*
 - *Turbulento ou turbilhonado*
- A figura ao lado ilustra os dois tipos de escoamento, através do exemplo da fumaça de um cigarro.

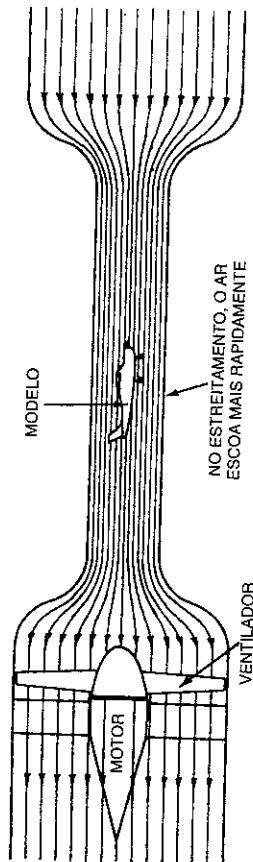


- 2. TUBO DE ESCOAMENTO** — É a canalização por onde escoa o fluido. Existem dois tipos de tubo de escoamento:
- *Tubo real*
 - *Tubo imaginário*



- 3. EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE** — É uma lei do escoamento, a qual afirma, de forma simplificada: "Quanto mais estreito for o tubo de escoamento, maior será a velocidade do fluido, e vice-versa".

4. TÚNEL AERODINÂMICO — A Equação da Continuidade torna possível o funcionamento do túnel aerodinâmico, que é usado para testar modelos de aviões durante a fase de projeto.



5. PRESSÃO ESTÁTICA, PRESSÃO DINÂMICA E PRESSÃO TOTAL

Pressão estática é aquela que não depende do movimento do fluido, tal como a pressão do ar num pneu, a pressão atmosférica, etc.

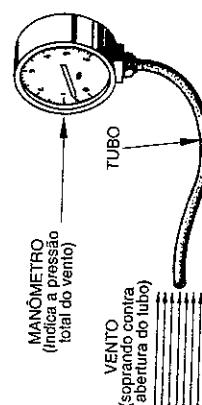
Pressão dinâmica é aquela provocada pelo impacto do ar e depende do vento. Ela é calculada pela fórmula abaixo, que deve ser memorizada.

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Velocidade (ao quadrado)

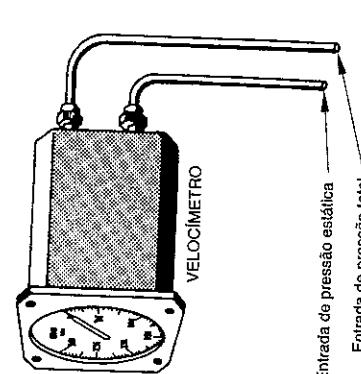
Densidade (letra grega "ρ")

Pressão dinâmica



Pressão total é a soma das duas (estática e dinâmica). O manômetro acima recebe a pressão total, porque a pressão estática não cessa quando surge a pressão dinâmica.

6. VELOCÍMETRO — O velocímetro dos aviões mede a velocidade do vento relativo do ar externo. Ele é na verdade um manômetro com duas entradas de pressão. Uma delas recebe a pressão estática e a outra recebe a pressão total (estática e dinâmica). As duas pressões estáticas se cancelam dentro do instrumento, restando somente a dinâmica, que é apresentada ao piloto sob forma de velocidade.



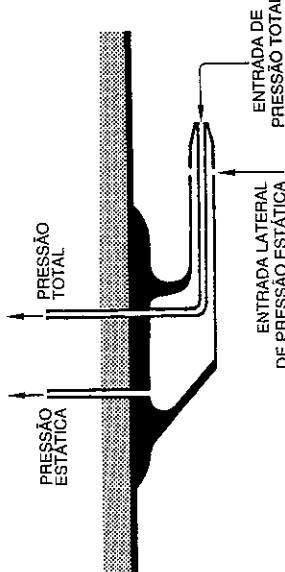
7. SISTEMA PITOT-ESTÁTICO — É o sistema destinado a captar e distribuir as pressões estáticas e total aos instrumentos que as utilizam.

- O altímetro e o variômetro (instrumento ainda não estabelecido) funcionam com a pressão estática.
- O velocímetro funciona com a pressão estática e a pressão total (denominada **Tubo de Pitot**).

Para captar essas pressões, o avião possui uma tomada de pressão estática e uma tomada de pressão total (denominada **Tubo de Pitot**).

Em essência, a tomada de pressão estática é um orifício na parede externa do avião, sobre o qual o ar passa simplesmente tangenciando. O Tubo de Pitot, pelo contrário, tem um orifício voltado contra o vento, a fim de captar a pressão de impacto do ar.

8. Nos aviões de pequeno porte, é comum encontrar o Tubo de Pitot e a tomada de pressão estática incorporados num só dispositivo, conforme esquematizado ao lado. O formato pode ser também bastante diferente em alguns aviões, podendo haver ainda dispositivos de aquecimento elétrico contra formação de gelo.



9. VELOCIDADE INDICADA (Vi) — É a velocidade indicada pelo velocímetro, a qual somente é correta para um avião voando ao nível do mar, na Atmosfera Padrão.

O velocímetro é calibrado na fábrica para dar indicações corretas ao nível do mar na Atmosfera Padrão. Acima do nível do mar, a densidade do ar diminui, fazendo com que a pressão dinâmica também diminua. Ora, como o velocímetro é um manômetro que mede a pressão dinâmica, ele indicará uma velocidade menor que a verdadeira, **mesmo na Atmosfera Padrão**. Apesar de incorreta, a Vi oferece mais segurança ao piloto porque o comportamento do avião depende mais da pressão dinâmica (mostrada como Vi) do que da velocidade verdadeira do vento.

GEOMETRIA DO AVIÃO

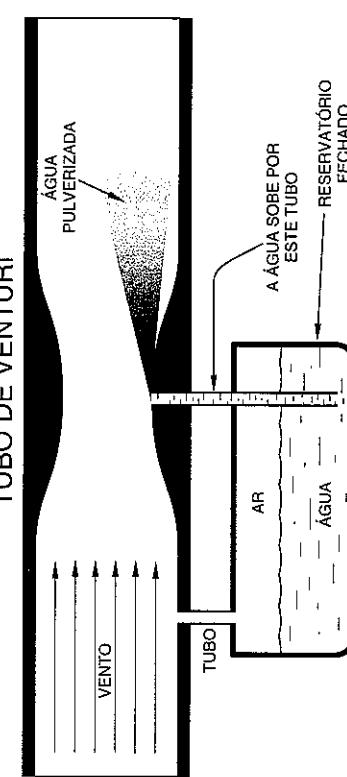
4

escola

10. **VELOCIDADE AERODINÂMICA (VA)** — É a velocidade do avião em relação ao ar. Ela é também denominada *Velocidade Verdadeira* e deve ser usada nas fórmulas matemáticas de Teoria de Voo.
Para a Navegação Aérea, a VA ainda não é a velocidade real do avião. É necessário corrigi-la em função do vento atmosférico, a fim de obter a *Velocidade em Relação ao Solo (Vs)*.

11. **TEOREMA DE BERNOULLI** — É uma importante lei da Mecânica dos Fluidos, que pode ser resumida nos seguintes termos:
“Um aumento na velocidade de um fluido em escoamento causa uma redução na pressão estática”.

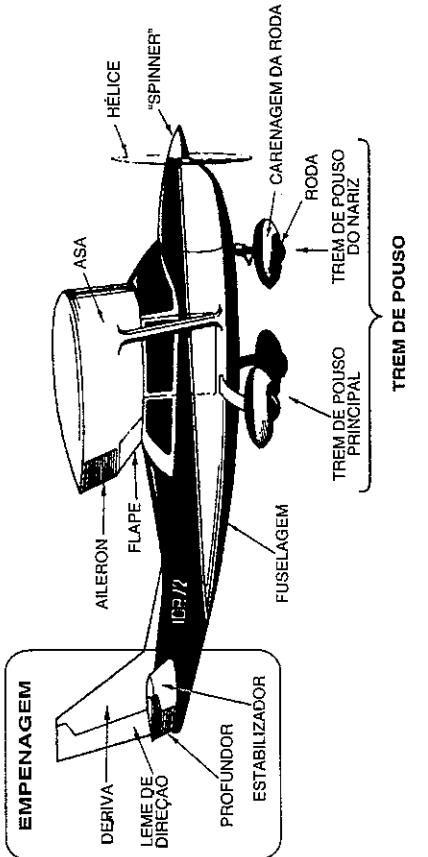
Uma das aplicações do Teorema de Bernoulli é o *Tubo de Venturi*, o qual possui um estrangulamento onde o fluido sofre um aumento de velocidade e consequente redução de pressão. O Tubo de Venturi é usado para gerar “vácuo” destinado a alguns instrumentos do avião e também em pulverizadores de líquidos, carburadores dos motores a pistão, etc.



Popularmente se afirma que o tubo de Venturi produz uma sucção, mas o ar produz apenas pressão, nunca sucção. No tubo de Venturi acima, a água não foi sugada, mas empurrada pelo ar que entrou pelo outro tubo. Se o reservatório estiver aberto, ainda assim a água subirá empurrada — pela pressão atmosférica.
Na garganta do tubo de Venturi a pressão estática diminui, mas a pressão dinâmica aumenta devido ao aumento da velocidade. A soma das duas, que é a pressão total, mantém-se constante ao longo do tubo.

Lembre-se que os textos em *letras reduzidas* como o acima são apenas notas complementares e que o *texto principal e as ilustrações* contêm toda a matéria do curso.

1. A figura abaixo mostra a nomenclatura das principais partes de um avião. A função de cada uma delas será vista durante o curso.



2. Quanto à função aerodinâmica, as partes do avião podem ser genericamente classificadas em:

- a) **Superfícies aerodinâmicas** — são aquelas que produzem pequena resistência ao avanço, mas não produzem nenhuma força útil ao voo.
Exemplos :

- “Spinner”
- Carenagem da roda

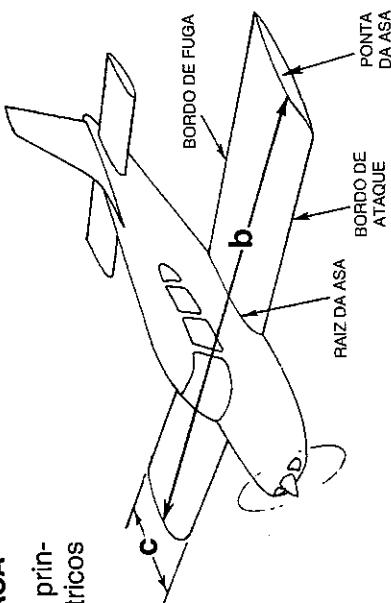
- b) **Aerofólios** — são aquelas que produzem forças úteis ao voo.
Exemplos:

- Hélice
- Asa
- Estabilizador

3. ELEMENTOS DE UMA ASA

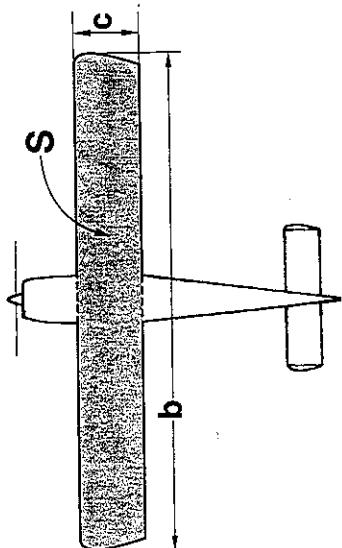
A figura ao lado mostra os principais elementos geométricos de uma asa:

- Envergadura (*b*)
- Corda (*c*)
- Raiz da asa
- Ponta da asa
- Bordo de fuga
- Bordo de ataque



Temos ainda a área da asa (geralmente representada pelo símbolo **S**), que é igual ao produto da envergadura pela corda:

$$S = b \cdot c$$

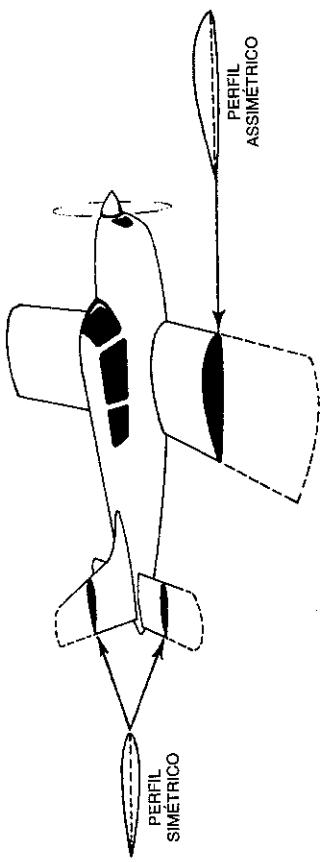


4. PERFIL

— É o formato em corte da asa. Existem dois tipos de perfis:

- a) **Perfil Simétrico** — é aquele que pode ser dividido por uma linha reta em duas partes iguais (*a parte de cima é igual à de baixo*).

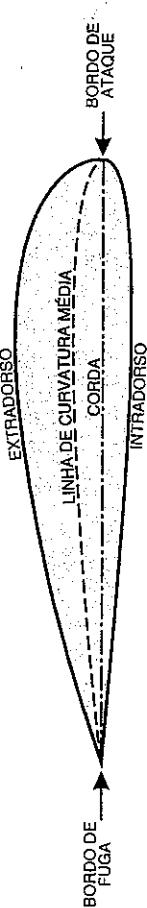
- b) **Perfil Assimétrico** — é aquele que não pode ser dividido por uma linha reta em duas partes iguais (*a parte de cima é diferente da parte de baixo*).



5. ELEMENTOS DE UM PERFIL

— Os principais elementos geométricos de um perfil são os seguintes:

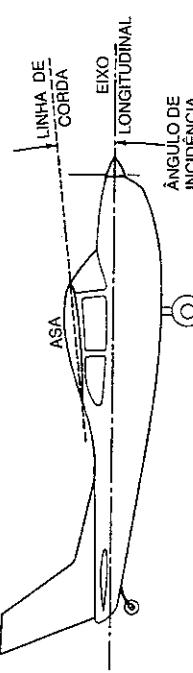
- **Bordo de ataque** — é a extremidade dianteira do perfil
- **Bordo de fuga** — é a extremidade traseira do perfil
- **Extradorso** — é a superfície ou linha superior do perfil
- **Intradorso** — é a superfície ou linha inferior do perfil
- **Corda** — é a linha reta que liga o bordo de ataque ao bordo de fuga
- **Linha de curvatura média (ou Linha média)** — é a linha que equidista do intradorso e do extradorso



O perfil acima é assimétrico, portanto o extradorso tem curvatura mais acentuada do que o intradorso. Num perfil simétrico, ambos terão a mesma curvatura; além disso, a linha de curvatura média será uma reta coincidente com a corda.

6. ÂNGULO DE INCIDÊNCIA

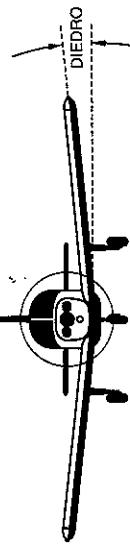
— É o ângulo formado entre a linha de corda da asa e o eixo longitudinal do avião



O eixo longitudinal é uma linha de referência imaginária do avião e geralmente coincide com a direção do voo horizontal previsto no projeto.

7. DIEDRO

— É o ângulo formado entre o plano da asa e o plano horizontal de referência. Se as pontas das asas estiverem acima do plano, como na figura, o diâmetro será positivo. Caso contrário, será negativo, podendo ainda ser nulo.



5

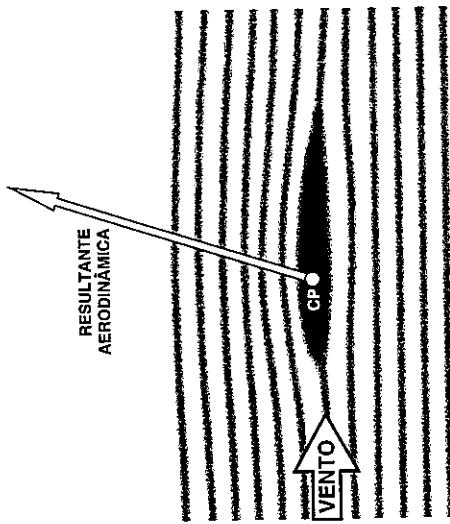
FORÇAS AERODINÂMICAS

Este capítulo está dividido em:

- **Generalidades**
- **Sustentação**
- **Arrasto**

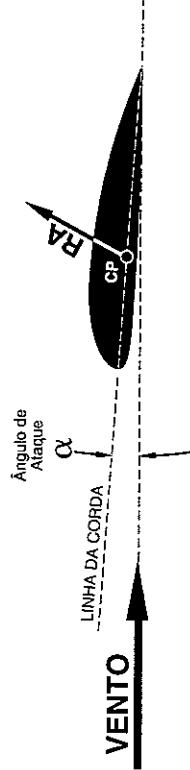
GENERALIDADES

1. Durante o voo normal de um avião, o ar escoa pela asa com maior velocidade no extradorso do que no intradorsos, devido à sua curvatura mais acentuada. O aumento de velocidade corresponde a uma redução na pressão, de acordo com o Teorema de Bernoulli. O resultado é uma força que empurra a asa para cima e para trás, conforme mostrado ao lado. Essa força é a **Resultante Aerodinâmica**, que está aplicada num ponto do aerofólio denominado **Centro de Pressão (CP)**.

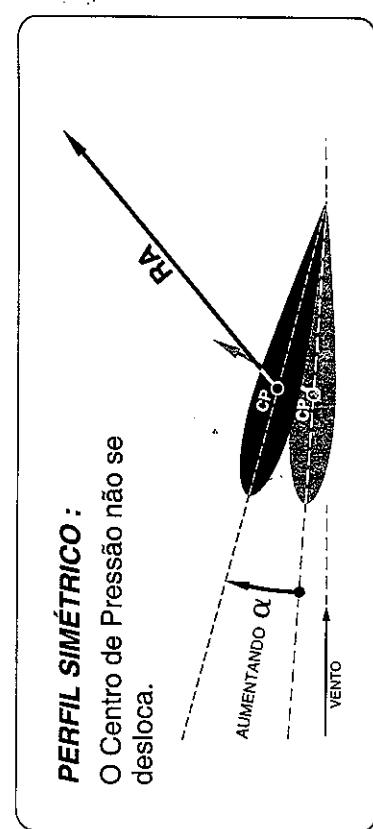
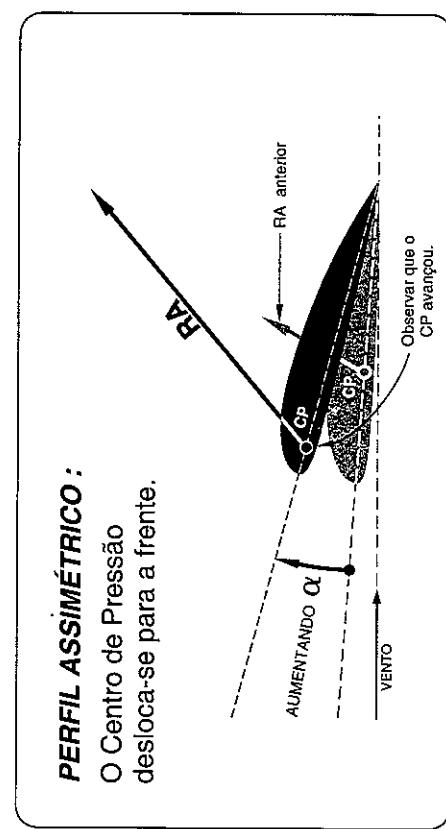


A explicação acima, como também outras já apresentadas, podem eventualmente ser não muito convincentes sob o ponto de vista intuitivo. Neste livro estamos nos limitando às explicações clássicas (as quais são, apesar de tudo, corretas), pois as questões em provas se baseiam nelas.

2. No aerofólio abaixo, a linha de corda forma um ângulo α (alfa) com a direção do vento relativo. Esse ângulo é denominado **Ângulo de Ataque**. Nessas condições, o aerofólio gera uma Resultante Aerodinâmica "RA".



- Se aumentarmos o ângulo de ataque, RA aumentará e o CP poderá se deslocar ou permanecer imóvel, dependendo do tipo de perfil:

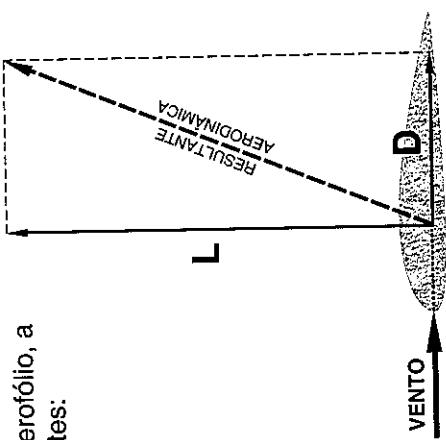


3. Para facilitar o estudo das forças num aerofólio, a resultante é dividida em duas componentes:

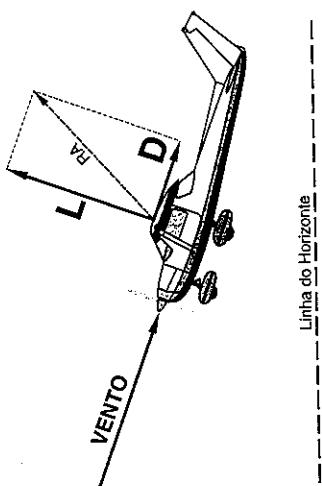
SUSTENTAÇÃO (L) — É a componente da resultante aerodinâmica perpendicular à direção do vento relativo. Esta é a força útil do aerofólio.

ARRASTO (D) — É a componente da resultante aerodinâmica paralela à direção do vento relativo. É geralmente nociva e deve ser reduzida ao mínimo possível.

Lembre-se que não existem três forças agindo no aerofólio (RA, L e D). Existe apenas uma, que é a resultante aerodinâmica RA. Matematicamente fazemos a decomposição do vetor RA em dois vetores componentes L e D apenas para facilitar o estudo. As abreviaturas L e D vêm do inglês "Lift" (sustentação) e "Drag" (arrasto).



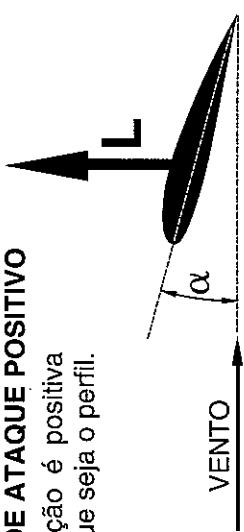
4. A sustentação é a componente da resultante aerodinâmica perpendicular (nem sempre vertical) ao vento relativo. E o arrasto nem sempre é horizontal. Quando o vento relativo é inclinado, a sustentação e o arrasto são inclinados em relação à linha do horizonte.



Nesta parte do capítulo estudaremos separadamente a força de sustentação. Iniciaremos examinando a influência do ângulo de ataque (α) sobre a sustentação. É preciso compreender perfeitamente como os perfis se comportam nos quatro diferentes ângulos de ataque a seguir, sem se confundir com as diferenças entre os perfis assimétricos e simétricos.

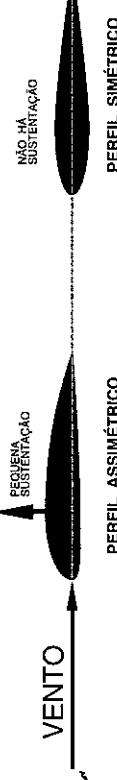
5. ÂNGULO DE ATAQUE POSITIVO

A sustentação é positiva qualquer que seja o perfil.



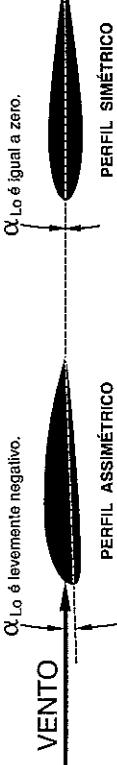
6. ÂNGULO DE ATAQUE NULO

A sustentação depende do perfil.



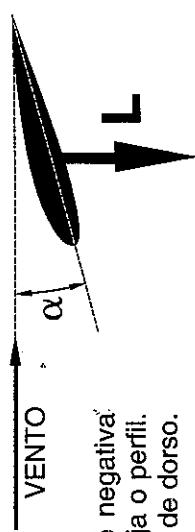
7. ÂNGULO DE ATAQUE DE SUSTENTAÇÃO NULA (α_{Lo})

A sustentação é nula.



8. ÂNGULO DE ATAQUE MENOR QUE O ÂNGULO DE SUSTENTAÇÃO NULA

A sustentação é negativa: qualquer que seja o perfil. É usado em voo de dorso.



SUSTENTAÇÃO

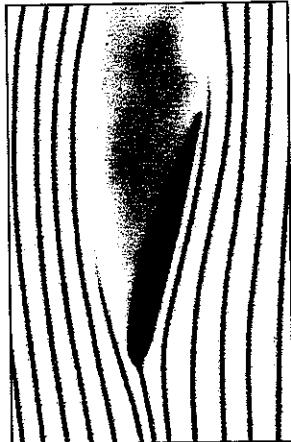
TESTE: Se o ângulo de ataque de um aerofólio é negativo, a sustentação será:

- a) Positiva
- b) Negativa
- c) Nula
- d) Qualquer uma das acima é possível

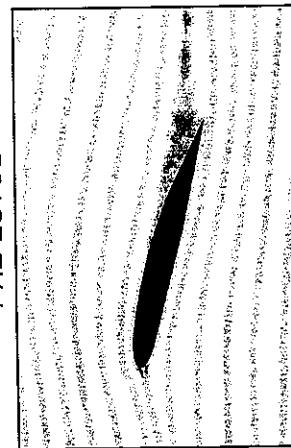
Resposta e comentário no rodapé da página 25.

9. ÂNGULO DE ATAQUE CRÍTICO — Quando o ângulo de ataque é aumentado, a sustentação aumenta até atingir um valor máximo num ângulo denominado Ângulo de Ataque Crítico (α_{crit}), também conhecido como Ângulo de Sustentação Máxima ou Ângulo de Estol. Ultrapassando esse ângulo, a sustentação diminui rapidamente e o arrasto sofre um enorme acréscimo. Esse fenômeno chama-se **estol**.

PRÉ-ESTOL



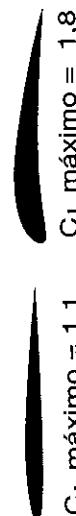
ESTOL



O aerofólio acima encontra-se no Ângulo de Ataque Crítico, no qual a sustentação atinge o seu valor máximo. Observar o início da turbulência no extradorso.

Ultrapassando o Ângulo Crítico, os filetes de ar não mais acompanham a curvatura do extradorso, e o escoamento torna-se completamente turbulento

10. COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO (C_L) — É um número que indica a capacidade de um aerofólio produzir sustentação. O valor de C_L é determinado através de testes em túnel de vento e **depende do formato do aerofólio e do ângulo de ataque**. A figura abaixo mostra um exemplo da influência do formato do aerofólio no coeficiente de sustentação máximo do perfil.



Dentro de certos limites, os perfis mais curvos e espessos possuem maiores capacidades de sustentação (C_L).

11. Embora cálculos matemáticos não façam parte do curso, é necessário memorizar a fórmula abaixo (Fórmula da Sustentação):

$$\text{SUSTENTAÇÃO} \rightarrow L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

Densidade do Ar *Velocidade* *Área da Asa*

Coeficiente de Sustentação

É importante interpretar a fórmula acima. Ela afirma que:

a) A sustentação **depende somente** de quatro fatores:

- Densidade do ar
- Velocidade.
- Área da asa
- Coeficiente de sustentação

Convém lembrar que no Coeficiente de Sustentação estão subentendidos o **formato do aerofólio** (espessura e curvatura) e o **ângulo de ataque**. Logo, se variarmos o ângulo de ataque, o Coeficiente de Sustentação será alterado e, portanto, a sustentação.

b) A sustentação é **proporcional** (ou diretamente proporcional) a:

- Densidade do ar
- **Quadrado** da Velocidade → atenção
- Área da asa
- Coeficiente de sustentação

Observar que a velocidade participa duas vezes na Fórmula da Sustentação (pois $V^2 = V \times V$). Na prática isso significa que a velocidade é o fator que influencia mais fortemente o valor da sustentação.

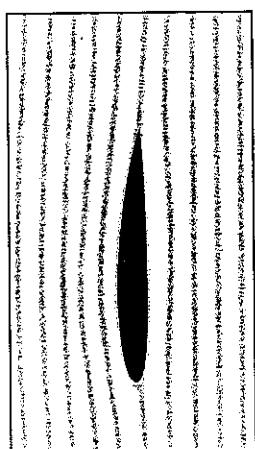
Resposta da questão da página anterior: No caso do perfil simétrico, a sustentação será certamente negativa. E o perfil assimétrico? Bem, já sabemos que um aerofólio assimétrico possui sustentação positiva quando o ângulo de ataque é nulo. Assim sendo, podemos diminuir um pouco o ângulo de ataque para um valor levemente negativo e continuar com sustentação positiva. Continuando a diminuir o ângulo, a sustentação diminuirá até se tornar nula. Obviamente, se prosseguirmos diminuindo mais exatamente no ângulo de sustentação nula. Observe que, dependendo de quanto negativo é o ângulo de ataque, a sustentação se tornará negativa. Portanto, dependendo de quanto negativo é o ângulo de ataque, a sustentação pode ser positiva, nula ou negativa. A resposta correta é “d”.

ARRASTO

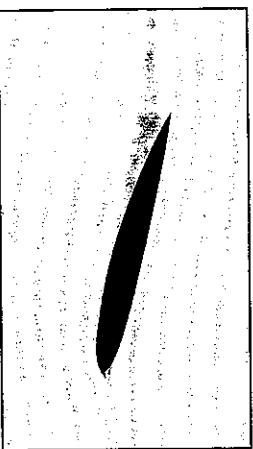
- 13. ARRASTO E TURBULÊNCIA** — A causa do arrasto não é a turbulência. O arrasto é provocado pela distribuição desfavorável de pressões que se forma devido à separação dos filhais de ar da superfície do aerofólio.
- O estudo do arrasto é complexo e os detalhes, associados à viscosidade e à camada limite, têm pouca utilidade para o piloto. Em termos práticos, podemos considerar o descolamento ou a separação como a causa, e o arrasto e a turbulência como efeitos. Dessa forma, os corpos aerodinâmicos e os aerofólios possuem formatos afilados e suaves para evitar o descolamento do fluxo; trata-se de eliminar a causa para evitar os efeitos.

- 12. Conforme estudado anteriormente, o arrasto é a componente da resultante aerodinâmica paralela ao vento relativo. O arrasto aumenta à medida que o ângulo de ataque aumenta, porém de forma não proporcional. Ele cresce lentamente no início e rapidamente no final.**

a) Em pequenos ângulos de ataque há pouco arrasto. Um pequeno aumento no ângulo produz uma insignificante variação no arrasto. O escoamento do ar é suave e não há turbulência perceptível.



b) Em ângulos de ataque moderados, o arrasto torna-se significativo e começa a aumentar de uma forma cada vez mais rápida. No extradorso surge um pequeno turbilhãoamento que cresce rapidamente.



- 14. O arrasto é calculado através de uma fórmula matemática muito semelhante à Fórmula da Sustentação:**

$$\text{ARRASTO} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

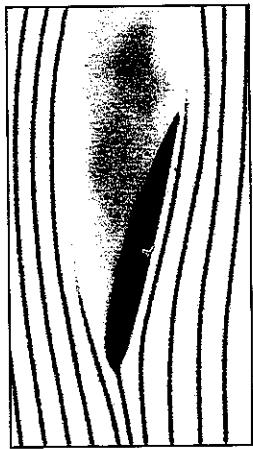
Densidade do Ar *Coefficiente de Arrasto*
Velocidade *Área da Asa*

Não detalharemos este assunto porque é completamente análogo ao item 11 da página 25. Fazendo essa analogia, é fácil concluir que:

- a) O arrasto depende somente da **densidade, velocidade, área da asa e coeficiente de arrasto**.
- b) O arrasto é proporcional à **densidade, quadrado da velocidade, área da asa e coeficiente de arrasto**.

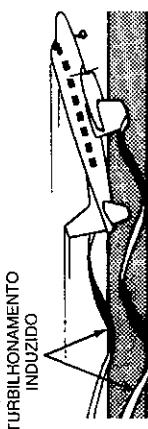
NOTA: Não esquecer que o ângulo de ataque e o formato do aerofólio estão subentendidos no coeficiente de arrasto.

- 15. ARRASTO INDUZIDO** — A pressão do ar no intradorso da asa é maior do que no extradorso. Isso força o ar do intradorso a escapar para cima pelas pontas das asas, formando dois vórtices em espiral. Porém o ar que escapa reduz a sustentação da asa, tornando necessário aumentar o ângulo de ataque para recompor a sustentação. Mas isso cria um arrasto adicional. Esse “adicional” recebe o nome de **Arrasto Induzido**.



- c) Quando o ângulo de ataque é grande, o arrasto e o turbilhãoamento também são grandes. Além disso, um pequeno aumento adicional no ângulo de ataque aumentará consideravelmente o arrasto.

16. O turbilhonamento induzido (ou vórtice induzido) é maior nas baixas velocidades e grandes ângulos de ataque, como ocorre na decolagem ou no pouso.



Matematicamente, o arrasto é expresso pela equação abaixo, aqui apresentada apenas a título de informação:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R}$$

COEFICIENTE DE ARRASTO TOTAL
INDUZIDO, QUE DEPENDE DA SUSTENTAÇÃO

COEFICIENTE DE ARRASTO PARASITA

17. **ALONGAMENTO** — Para diminuir o arrasto induzido, os aviões de alto rendimento possuem asas com grande alongamento. O alongamento é a razão entre a envergadura e a corda média geométrica da asa (matematicamente é também igual à razão entre o quadrado da envergadura e a área da asa).

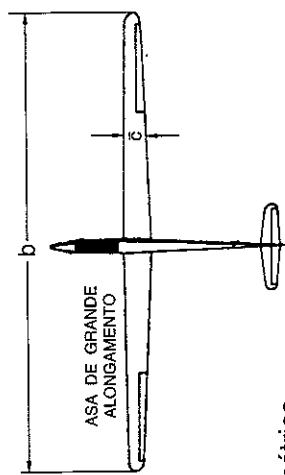
$$\text{ALONGAMENTO} = \frac{b}{CMG} = \frac{b^2}{S}$$

onde:

b ----- envergadura

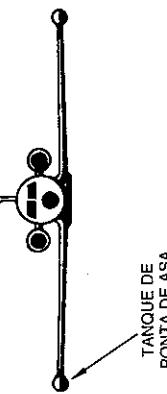
S ----- área da asa

CMG ou \bar{c} ----- Corda Média Geométrica



A Corda Média Geométrica (CMG) não deve ser confundida com a Corda Média Aerodinâmica (CMA), que possui uma definição matemática mais complexa. A CMA não será utilizada neste curso.

18. Um outro recurso usado para diminuir o arrasto induzido são dispositivos como os tanques mostrados na ilustração, que funcionam como barreiras ao ar do intradorso que tenta escapar em direção ao extradorso pelas pontas das asas.



19. **ARRASTO PARASITA** — É o arrasto do avião quando a sustentação é nula (ou a "parcela do arrasto que não depende da sustentação").

A definição segundo a qual "o arrasto parasita é o arrasto de todas as partes do avião que não produzem sustentação" é incorreta e antiga. Trata-se de uma interpretação equivocada da equação exposta a seguir, que define matematicamente o coeficiente de arrasto parasita.

O coeficiente de arrasto parasita definido por esta equação refere-se ao avião completo, sem a antiga distinção entre "partes que produzem sustentação" e as que "não produzem sustentação".

20. ÁREA PLANA EQUIVALENTE

É a área de uma placa plana perpendicular ao vento relativo, cujo arrasto é equivalente ao arrasto parasita do avião.

Por convenção, o coeficiente de arrasto da área plana equivalente é considerado igual a 1. Isso permite calcular facilmente o arrasto parasita do avião, bastando multiplicar o valor da área pela pressão dinâmica.

Devido à convenção adotada, a área plana equivalente é um pouco maior do que a área real de uma placa com arrasto igual ao arrasto parasita do avião. O uso de valores reais como C_D igual a 1,28 foi abandonado por razões práticas.

Uma das aplicações destes conceitos é na aviação militar, onde os valores das áreas planas equivalentes dos aviões, helicópteros e acessórios externos como tanques adicionais, guinchos, lança-foguetes, etc, são tabelados e podem ser consultados para se avaliar o arrasto da aeronave com esse equipamento instalado.

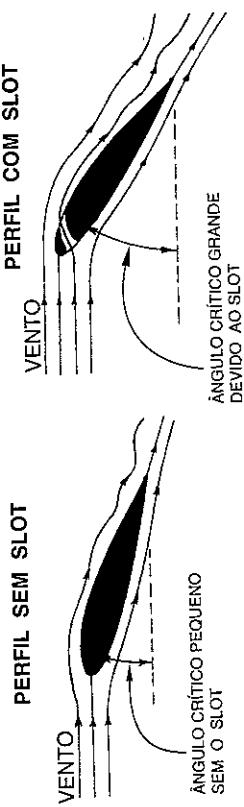
21. **RELAÇÃO L/D** — É a razão (divisão ou quociente) da sustentação pelo arrasto. A relação L/D varia com o ângulo de ataque e o seu valor máximo chama-se relação L/D máximo ou $(L/D)_{max}$.

Em pequenos ângulos de ataque, a relação L/D é baixa porque a sustentação é baixa. Em grandes ângulos, a sustentação aumenta, mas o arrasto aumenta muito mais, portanto a relação L/D é também baixa. O valor máximo ocorre no ângulo de ataque de 2 a 5 graus. Alguns planadores de alto rendimento possuem um valor L/D máximo igual a 50, indicando que produzem uma sustentação 50 vezes maior do que o arrasto. Porém a maioria dos aviões a motor possui um valor bastante inferior.

Capítulo 6

DISPOSITIVOS HIPSUSSTENTADORES

3. SLOT — O **slot**, também denominado *fenda* ou *ranhura*, é um dispositivo hipersustentador que aumenta o ângulo de ataque crítico do aerofólio sem alterar a sua curvatura. Consiste numa fenda que suaviza o escoamento no extradorso da asa, evitando o turbilhonamento. Isso faz com que a asa possa atingir ângulos de ataque mais elevados, produzindo mais sustentação.



NOTA : Os aerofólios ilustrados estão deslocando-se horizontalmente apesar de estarem apontando para cima.

4. SLAT — O **slat** é uma lâmina móvel que permanece recolhida durante o voo normal e se estende quando necessário, formando um **slot** ou fenda. Por esse motivo são às vezes denominados "slots móveis". Nos aviões leves, os slats ficam normalmente estendidos para fora, por ação de mola. Em voo nivelado, o impacto do ar empurra o slat para trás, mantendo-o recolhido junto ao bordo de ataque. Quando o ângulo de ataque aumenta e há risco de estol, a pressão do vento sobre o slat diminui, possibilitando às molas empurrarem -no para a frente e fazê-lo entrar em ação.



2. FLAPE — É um dispositivo hipersustentador que serve para aumentar a curvatura ou arqueamento do perfil, aumentando dessa forma o seu coeficiente de sustentação. O ângulo crítico do aerofólio diminui um pouco, pois o flape produz uma perturbação no escoamento que influencia o fluxo de ar no extradorso da asa. Alguns dos tipos mais comuns estão mostrados abaixo:

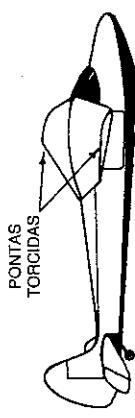


Os flaps funcionam também como freio aerodinâmico porque aumentam o arrasto do aerofólio. O flape tipo "Fowler" aumenta também a área da asa e proporciona o maior aumento no coeficiente de sustentação, mas não é muito utilizado em aviões leves, devido ao maior custo e complexidade.

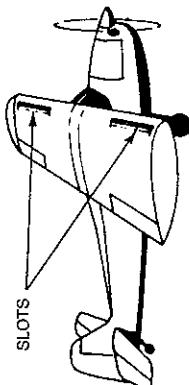
Comparativamente aos flaps, os slats e os slats possuem uma desvantagem: embora possam aumentar o coeficiente de sustentação, obrigam o avião a erguer bastante o nariz, principalmente durante o pouso, obstruindo a visão da pista ao piloto.

COMANDOS DE VOO

5. PREVENÇÃO AO ESTOL DE PONTA DE ASA — O estol em alguns aviões tende a se iniciar pelas pontas das asas. Isso é perigoso porque o escoamento torna-se turbulentamente exatamente onde se localizam os ailerons, os quais perdem eficiência logo aos primeiros sintomas do estol. Esse inconveniente pode ser evitado reduzindo o ângulo de incidência nas pontas (a asa fica, portanto, torcida), embora isso aumente o arrasto. Uma outra alternativa eficaz é o uso de slots nas pontas das asas.

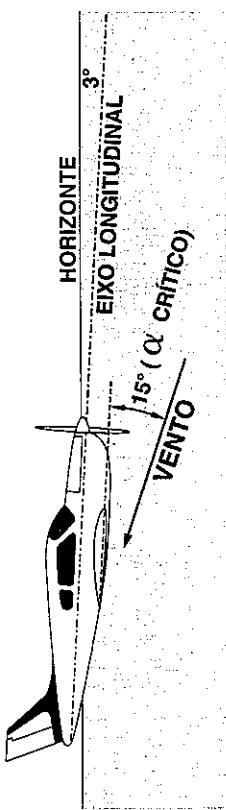


ASA COM TORÇAO GEOMÉTRICA



ASA COM SLOTS NAS PONTAS

6. ATITUDE DO AVIÃO — Não se deve confundir o ângulo de atitude do avião com o ângulo de ataque. Embora seja comum associar o estol aos ângulos de altitude elevados, é possível estolar com ângulos baixos ou mesmo negativos, conforme mostrado abaixo.

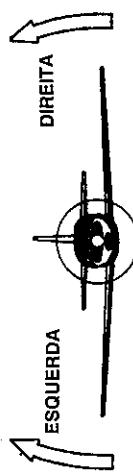
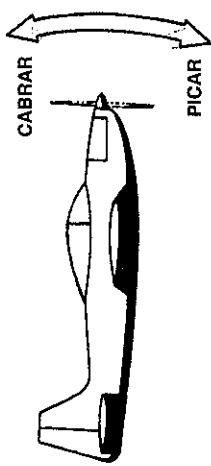
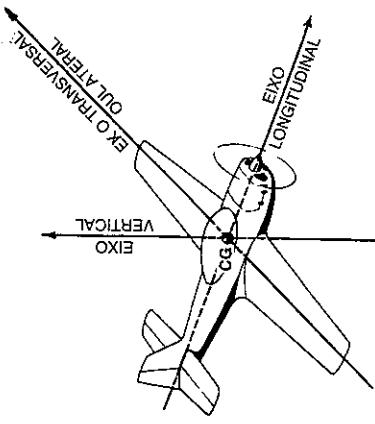


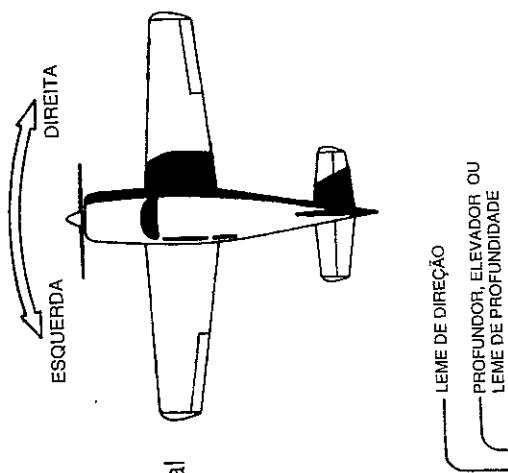
O ângulo de altitude medido entre o eixo longitudinal do avião e a linha do horizonte é de 3 graus negativos (nariz baixo). Porém o ângulo de ataque medido entre a linha de corda e a direção do vento relativo é de 15 graus, próximo ao estol. Essa situação pode ocorrer, por exemplo, durante as manobras de aproximação para pouso.

- Neste capítulo serão estudados os dispositivos que permitem controlar os movimentos de um avião. Esses movimentos podem ser realizados em torno de três eixos imaginários que passam pelo Centro de Gravidade (CG) do avião:
 - Eixo longitudinal
 - Eixo transversal ou lateral
 - Eixo vertical

NOTA: O Centro de Gravidade é o ponto imaginário onde está aplicado o peso do avião.

- O movimento em torno do eixo transversal chama-se **arragem** ou **tangagem**, que se subdivide em movimentos de:
 - cabar (para cima)
 - picar (para baixo)
- O movimento em torno do eixo longitudinal chama-se **rolagem**, **balançamento** ou **inclinação lateral** e pode ser efetuado para a esquerda ou para a direita.





4. O movimento em torno do eixo vertical chama-se **guinada**.

7. As superfícies de comando produzem as forças necessárias ao controle do avião. Elas atuam alterando o ângulo de ataque do aerofólio, conforme mostra a figura. O plano móvel gira em torno de um eixo, deslocando o bordo de fuga do aerofólio.

5. SUPERFÍCIES DE CONTROLE (OU COMANDO) PRIMÁRIAS

São as partes móveis dos aerofólios do avião, destinados a controlar o voo. Elas são:

- Profundor, elevador ou leme de profundidade**, que comanda os movimentos de aflagem.
- Ailerons**, que comandam os movimentos de rolagem.
- Leme de direção**, que comanda os movimentos de guinada.

- a) **Direita** - o avião rola para a direita
- b) **Esquerda** - o avião rola para a esquerda
- c) **Frente** - o avião abaixa o nariz
- d) **Trás** - o avião levanta o nariz

6. Os comandos usados pelo piloto para controlar o avião são o manche e os pedais. O manche é a alavanca ou volante que pode ser movimentado em quatro sentidos:

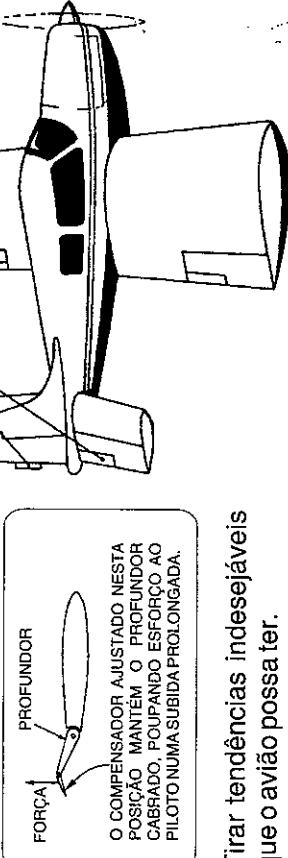
- a) **Pedal direito** - produz guinada para a direita
- b) **Pedal esquerdo** - produz guinada para a esquerda

Uma descrição mais completa a respeito destes comandos faz parte de outra matéria — Conhecimentos Técnicos.

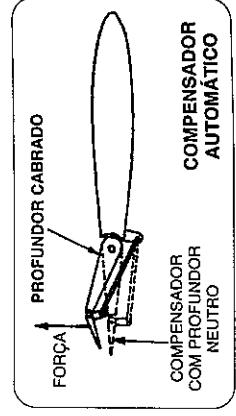
8. Existem também superfícies de controle sem planos fixos. No caso desta ilustração, temos um estabilizador móvel, utilizado em muitos aviões.

9. **SUPERFÍCIES DE CONTROLE SECUNDÁRIAS** — Estas superfícies, também conhecidas como **equilibradores**, **compensadores** ou "tabs", encontram-se no bordo de fuga das superfícies primárias e podem ter diferentes funções, como:

- a) Compensar o avião para uma condição de voo desejada, como na figura abaixo:



- b) Tirar tendências indesejáveis que o avião possa ter.
- c) Reduzir a força necessária para movimentar os comandos, tornando-os mais "leves" para o piloto. Para isso usamos os compensadores automáticos como na figura ao lado, que se movem juntamente com a superfície principal de controle.



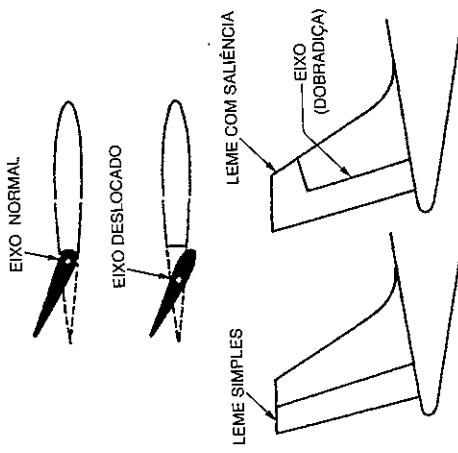
10. ACIONAMENTO DOS COMPENSADORES — Quanto ao acionamento, os compensadores podem ser classificados em:

- Compensadores fixos — só podem ser ajustados no solo.
- Compensadores comandáveis — são ajustados pelo piloto.
- Compensadores automáticos — movem-se automaticamente, sem ação direta do piloto.

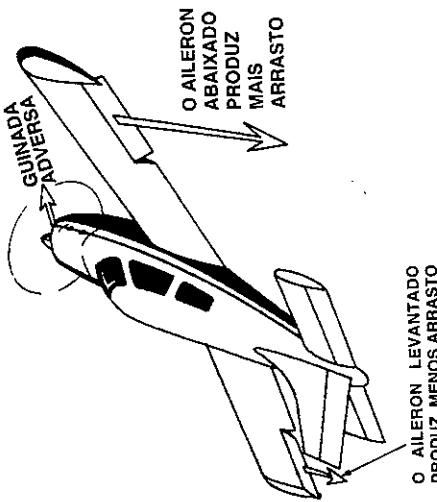
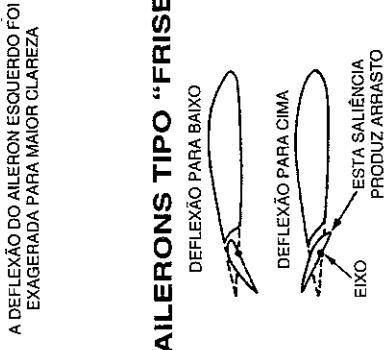
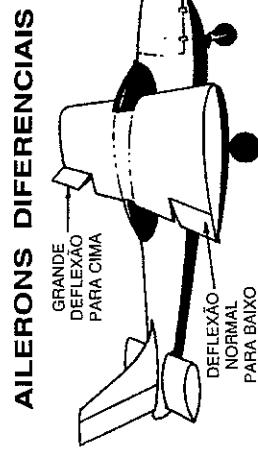
13. AGUINADA ADVERSÁRIA — Pode ser evitada de três diferentes maneiras:

- Comandando o leme de direção para neutralizar a guinada, o que fica cargo da habilidade do piloto.
- Uso de ailerons diferenciais. A deflexão do aileron que sobe é maior, a fim de aumentar propósitadamente o seu arrasto e torná-lo igual ao arrasto da outra asa.
- Uso de ailerons tipo "frise". Estes ailerons possuem uma saliência dianteira que produz arrasto quando são defletidos para cima, igualando assim os arrastos de ambas as asas.

11. SUPERFÍCIES DE CONTROLE COMPENSADAS — São as superfícies de controle que utilizam um método de compensação ou平衡amento aerodinâmico para aliviar os esforços ao piloto. Há três tipos de compensação:



- Compensação por deslocamento do eixo de articulação. A área à frente do eixo deslocado balançaria parcialmente a pressão do vento atrás desse eixo.
- Compensação através de saliência na superfície de comando.
- Compensação através do uso de compensador automático, já estudado.



O AILERON LEVANTADO PRODUZ MENOS ARRASTO

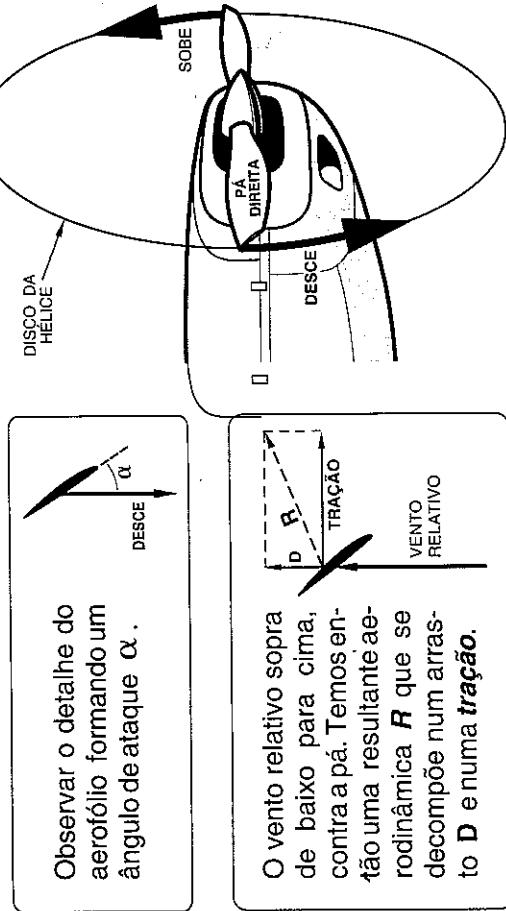
12. GUINADA ADVERSÁRIA — É a guinada no sentido contrário ao do rolagem, causada pela diferença entre os arrastos do aileron que sobe e do que desce. Ao ser defletido para baixo, o aileron aumenta a pressão do ar no intradorsa da asa, causando mais arrasto do que o aileron que sobe.

GRUPOS MOTOPROPULSORES

8

Capítulo

4. PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DA HÉLICE — As pás de uma hélice são aerofólios rotativos que funcionam como pequenas asas produzindo sustentação (**tração**) para a frente. A figura mostra a hélice girando num avião estacionário. A pá direita desce e a esquerda, do outro lado, sobe.



1. GRUPO MOTOPROPULSOR — É o conjunto dos componentes que fornece a tração necessária ao voo. Os tipos mais usados de grupos motopropulsores são:

- Turbojato
- Turbofan
- Turboélice
- Motor a Pistão e Hélice

2. As seguintes definições de potência são necessárias ao estudo dos grupos motopropulsores :

a. **Potência efetiva** — é a potência medida no eixo da hélice, podendo variar desde a marcha lenta até a potência máxima.

b. **Potência nominal** — é a potência efetiva máxima para a qual o motor foi projetado, e faz parte das especificações do motor.

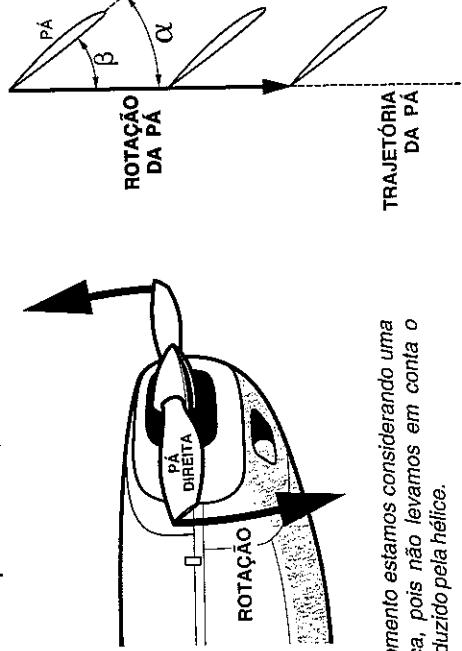
c. **Potência útil** — é a potência de tração que a hélice fornece ao avião. Isso significa que a hélice converte a potência efetiva em potência de tração. A potência útil é às vezes denominada **potência disponível**, mas, a rigor, esse termo indica a potência útil máxima, com o motor funcionando na chamada **potência máxima contínua**.

3. Nos aviões monomotores de pequeno porte, o grupo motopropulsor é geralmente constituído por um motor a pistão e uma hélice. No caso de não haver hélice, o grupo motopropulsor é apenas o motor.

Neste curso estudaremos os aspectos aerodinâmicos do funcionamento das hélices. O estudo dos motores e dos aspectos construtivos e materiais das hélices faz parte do curso de Conhecimentos Técnicos.

6. A AERODINÂMICA DA PÁ NO AVIÃO ESTÁTICO

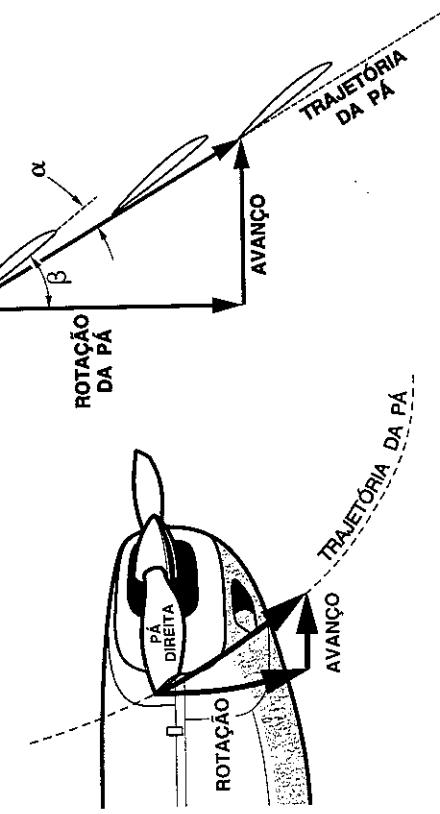
Num avião estático, a hélice apenas gira, sem avançar. Na ilustração abaixo, a pá direita desce verticalmente, formando um ângulo de ataque α que é igual ao ângulo de passo fixo β (beta) da pá.



NOTA: No momento estamos considerando uma situação teórica, pois não levamos em conta o vento frontal induzido pela hélice.

7. A AERODINÂMICA DA PÁ NO AVIÃO EM VOO

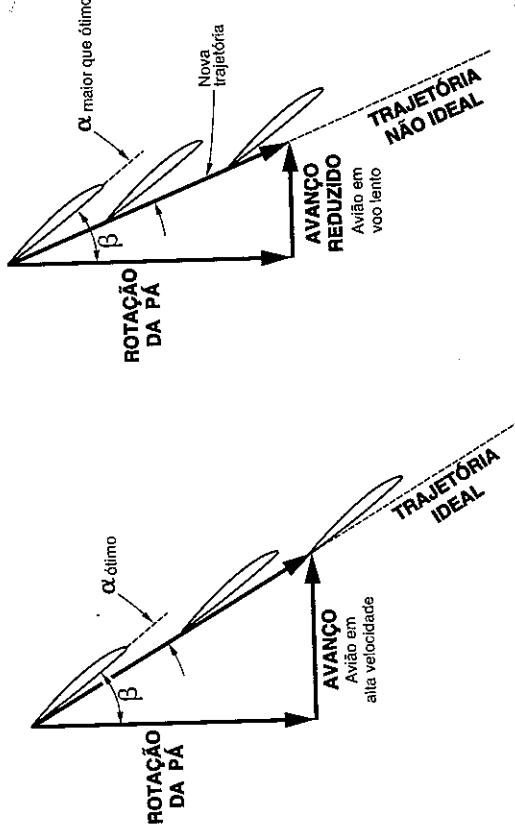
Durante o voo, a ponta da pá direita executa um movimento de rotação e ao mesmo tempo um avanço junto com o avião. Os dois movimentos acontecem simultaneamente, portanto a pá possui uma trajetória inclinada conforme mostra o esquema. O fato mais importante é que o ângulo de ataque α diminui devido ao avanço, tornando-se menor que β .



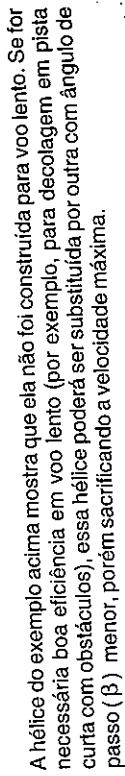
8. CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DA HÉLICE DE PASSO FIXO

Este tipo de hélice possui máximo rendimento somente nas condições de **velocidade e rotação** para as quais foi construída. O exemplo a seguir compara uma mesma hélice em duas diferentes condições.

O rendimento máximo ocorre na situação ilustrada no diagrama abaixo. O ângulo de passo fixo é igual a β . Na rotação e avanço indicados, o aerofólio desliza ao longo de uma trajetória ideal, num ângulo de ataque ótimo.



No diagrama abaixo, tudo foi mantido igual, exceto o avanço, que foi reduzido. Observar que o aerofólio segue agora uma outra trajetória e o ângulo de ataque não é mais o ótimo. Portanto a eficiência da hélice diminuiu.



9. EFICIÊNCIA OU RENDIMENTO DA HÉLICE

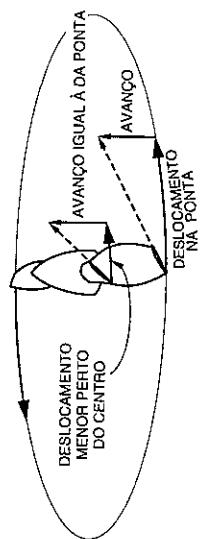
Potência Útil e a Potência Efetiva.

É a razão entre a

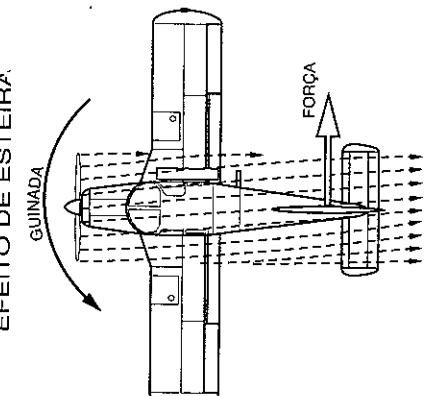
Se uma determinada hélice recebe uma potência efetiva de 100 HP do motor e transiere 75 HP ao avião sob forma de potência útil de tração, temos:

$$\text{Rendimento } (\eta) = \frac{\text{Potência Útil}}{\text{Potência Efetiva}} = \frac{75 \text{ HP}}{100 \text{ HP}} = 0,75 \text{ ou } 75\%$$

10. TORÇÃO DA PÁ — As pás da hélice são mais torcidas na raiz do que nas pontas. O motivo é que, perto do centro, a pás se desloca menos do que na ponta (ver figura). A torção da pás precisa ser então maior na parte central, para que ela avance o mesmo que na ponta. O passo é constante em toda a pás, mas o ângulo é variável.

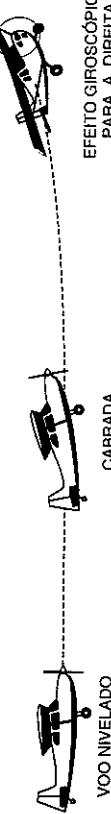


11. TORQUE E ESTEIRA — O *efeito de torque* consiste na tendência do avião rolar em torno do eixo longitudinal, no sentido contrário ao da rotação da hélice. Esse efeito resulta da lei da ação e reação de Newton. A hélice, além de deslocar o ar para trás, provoca a rotação do me-
mo, criando uma esteira levemente espiralada, conforme mostrado na figura. Ao atingir a deriva em ângulo, a esteira produz uma força para a direita, que faz o avião guinar para a esquerda. Esse é o chamado *efeito de esteira*.



Os efeitos de torque e de esteira já estão compensados pelo fabricante para as condições de voo em cruzeiro (voo normal de projeto), mas o piloto precisará corrigi-los em situações como as de decolagem ou de manobras. Lembrar que ambos os efeitos se invertem se o sentido de rotação do motor mudar.

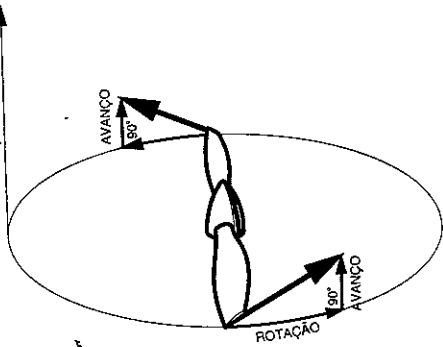
12. EFEITO GIROSCÓPICO — É a reação da hélice no sentido perpendicular à mudança de direção do eixo de rotação. Por exemplo, se o piloto cabrar o avião, o efeito giroscópico provocará uma guinada para a direita, como na figura abaixo. O efeito é mais forte com hélices pesadas em alta rotação e o avião em voo lento e manobrando bruscamente.



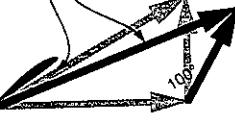
O efeito giroscópico não é intuitivo; por esse motivo, é desnecessário tentar compreender as razões físicas dessa estranha "reação cruzada" a 90 graus. As noções apresentadas acima são suficientes para as nossas finalidades.

13. CARGA ASSIMÉTRICA ou FATOR "P" — É uma assimetria na tração da hélice, que ocorre quando o vento relativo forma um ângulo com o eixo da hélice. Na figura, a hélice produz mais tração no lado direito do que no esquerdo, fazendo o avião guinar para a esquerda. Isso acontece porque a velocidade e o ângulo de ataque da pás são maiores quando esta se encontra no lado direito da hélice. O fator "P" depende do sentido de rotação da hélice e torna-se mais forte à medida que a velocidade de voo e o ângulo de desvio do eixo da hélice aumentam.

Os detalhes a seguir não precisam ser necessariamente estudados, mas servem para compreender melhor por que a velocidade e o ângulo de ataque ficam diferentes nos dois lados da hélice. Inicialmente, é necessário compreender perfeitamente o triângulo de velocidades nas pás. A figura abaixo mostra esse triângulo na pás direita:



NA PÁ DIREITA:
O ANGULO DE ATAQUE AUMENTA E
A VELOCIDADE AUMENTA.
PORTANTO A SUSTENTAÇÃO AUMENTA.



NA PÁ ESQUERDA:
O ANGULO DE ATAQUE DIMINUI E
A VELOCIDADE DIMINUI.
PORTANTO A SUSTENTAÇÃO DIMINUI.



NOTA - Este triângulo está desenhado invertido para facilitar a comparação com os outros acima.

Capítulo 9

voo HORIZONTAL

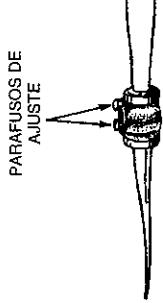
14. HÉLICE DE PASSO FIXO
 Conforme vimos anteriormente, este tipo de hélice não permite alteração do seu passo e por isso só apresenta eficiência máxima numa determinada RPM e velocidade de voo para a qual foi construída.



NOTA : "RPM" significa "Rotações por Minuto" e indica a velocidade de rotação do motor.

15. HÉLICE DE PASSO AJUSTÁVEL

É aquela cujo passo pode ser modificado no solo, com o uso de ferramentas apropriadas. Essa hélice só funciona bem na RPM e velocidade de voo para as quais foi ajustada.

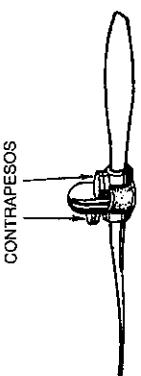


16. HÉLICE DE PASSO CONTROLADO

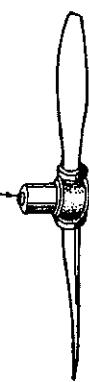
É aquela cujo passo pode ser modificado durante o voo.

Essa hélice funciona bem em qualquer condição de voo. O passo pode ser modificado por meio de:

- **Comando manual** — o piloto executa o controle do passo.

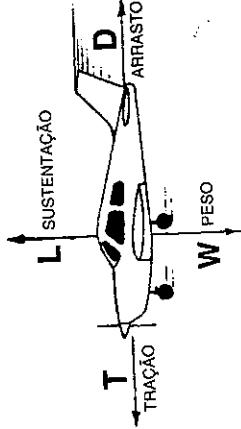


MECANISMO ELÉTRICO
OU HIDRÁULICO



- **Governador** — O passo é controlado automaticamente por um mecanismo elétrico ou hidráulico denominado **governador**.

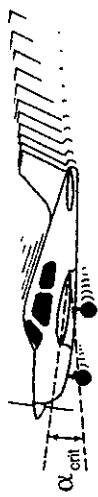
As hélices de passo controlado por contrapesos ou governador são denominadas **hélices de RPM constante** ou **hélices de velocidade constante**, significando que a rotação do motor permanece fixa durante todo o voo e somente o passo é ajustado de acordo com as necessidades.



- No voo horizontal em velocidade constante, a sustentação é igual ao peso e a tração é igual ao arrasto, ou seja:

$$\begin{aligned} L &= W \\ T &= D \end{aligned}$$

Para que o voo seja de fato horizontal, a sustentação deve ser constante e igual ao peso. Assim sendo, se aumentarmos a sustentação precisaremos diminuir o ângulo de ataque para subir. Reciprocamente, se diminuirmos a velocidade, precisaremos aumentar o ângulo de ataque para manter a altura.

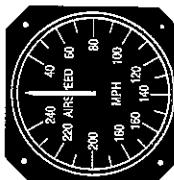


- Mas existe um limite no aumento do ângulo de ataque, que é o ângulo crítico. Quando esse ângulo é atingido, a velocidade não pode mais ser diminuída. Essa velocidade mínima possível em voo horizontal chama-se **velocidade de estol**.

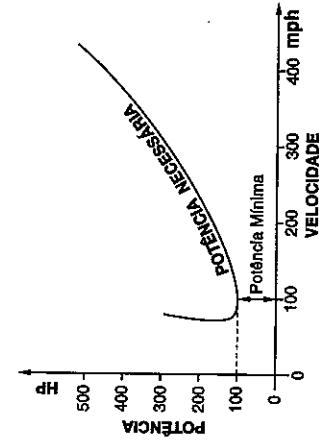


- Ultrapassando o ângulo crítico, inicia-se o estol e a sustentação diminuirá rapidamente, mas ainda é possível manter o voo horizontal desde que a velocidade seja aumentada para compensar a redução da sustentação. Todavia, pequenos acréscimos no ângulo de ataque além do crítico exigirão enormes aumentos na potência, devido ao rápido aumento do arrasto após o estol.

4. INDICAÇÃO DO ESTOL — O estol deve ficar sempre sob a supervisão do piloto, devido ao risco envolvido. Sabemos que ele ocorre sempre no ângulo crítico. Porém não há necessidade de se instalar no avião um instrumento especial para indicar o ângulo de ataque. Basta aproveitar o fato de que *no voo nivelado* o ângulo crítico é atingido exatamente quando a velocidade do avião é a mínima — a *velocidade de estol*! Então, o próprio velocímetro pode ser usado como indicador. Muitos deles possuem uma faixa de operação segura, dentro da qual não ocorre estol em voo nivelado.



5. POTÊNCIA NECESSÁRIA — É a potência que o avião necessita para manter voo nivelado. Ela é geralmente mostrada num gráfico como ao lado. Neste exemplo, há uma potência mínima (100 HP a 100 mph) para manter o voo. Acima de 100 mph, a potência necessária aumenta com a velocidade. Porém, abaixo de 100 mph, a potência também aumenta porque as baixas velocidades exigem elevados ângulos de ataque, os quais causam muito arrasto e maior necessidade de tração.



7. Superpondo as curvas da potência disponível e da potência necessária, podemos estudar todas as velocidades do voo horizontal.

Sabemos que ele ocorre sempre no ângulo crítico. Porém não há necessidade de se instalar no avião um instrumento especial para indicar o ângulo de ataque. Basta aproveitar o fato de que *no voo nivelado* o ângulo crítico é atingido exatamente quando a velocidade do avião é a mínima — a *velocidade de estol*! Então, o próprio velocímetro pode ser usado como indicador. Muitos deles possuem uma faixa de operação segura, dentro da qual não ocorre estol em voo nivelado.

Velocidade Máxima — é a maior velocidade possível em voo horizontal.

Velocidade de máximo alcance — é a velocidade que permite voar a máxima distância em relação ao combustível consumido.

No gráfico, corresponde o ponto de tangência da reta (—) com a curva da potência necessária.

Velocidade de máxima autonomia — é a velocidade econômica que permite voar o máximo tempo possível.

Esta velocidade é obtida reduzindo a potência ao mínimo necessário para manter o voo. É usado principalmente em voos de espera sobre aeroportos congestionados.

Velocidade mínima — é a menor velocidade possível para voar com velocidade constante.

Esta condição de voo já foi estudada no item 3 deste capítulo. O nome "Velocidade Mínima" é estranho porque a verdadeira velocidade mínima é a de estol; um nome melhor poderia ser "Velocidade Mínima para Potência Máxima". A definição dada é também estranha, mas a expressão "voar com velocidade constante" deve-se ao fato de não ser possível manter velocidade estável na verdadeira velocidade mínima, que é de estol.

A potência do motor é fornecida parcialmente ao avião e o resto é desperdiçado na atmosfera. A parcela transferida ao avião é a *Potência Util*, que pode ser controlada pelo piloto através do manejo de potência. Quando o motor está acelerado ao máximo, a *Potência Util* passa a se chamar **Potência Disponível**. O ponto máximo da potência disponível (500 HP no exemplo acima) deveria ser idealmente atingido nas condições para as quais a hélice foi construída ou ajustada. Mas isso pode não acontecer, dependendo da curva de torque do motor.

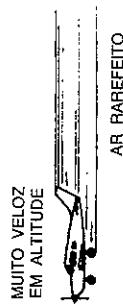
Velocidade de estol — é a menor velocidade possível em voo horizontal.

Já foi estudada no item 2 deste capítulo. A velocidade é a menor possível porque o coeficiente de sustentação é o maior possível.

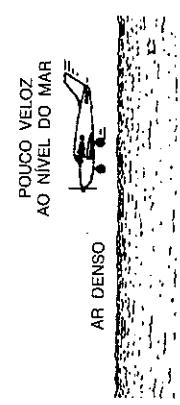
8. O ARRASTO NÃO VARIA COM A ALTITUDE NUM VOO HORIZONTAL

A afirmação acima parece contraditória, pois o arrasto deveria diminuir com a altitude, devido ao ar menos denso.

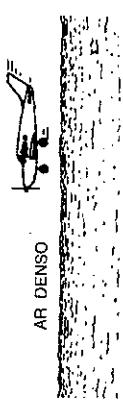
No entanto, não há contradição. Numa altitude maior, a densidade é de fato menor, o que resultaria em arrasto também menor. Porém devemos lembrar que a sustentação também seria menor, impossibilitando o voo horizontal. Isso significa que seria necessário aumentar a velocidade do avião, para que a sustentação volte ao valor anterior, igual ao peso — mas isso faz também o arrasto voltar ao valor anterior.



MUITO VELOZ
EM ALTIITUDE



POUCO VELOZ
AO NÍVEL DO MAR



AR DENSE

9. VELOCIDADES NO VOO HORIZONTAL

As velocidades envolvidas no voo horizontal são:

- | | |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> • <i>Velocidade de máximo alcance</i> • <i>Velocidade de máxima autonomia</i> • <i>Velocidade de estol</i> | $\left\{ \begin{array}{l} \text{Estas velocidades não dependem do motor e da hélice. São determinadas somente pelas características do avião.} \\ \\ \text{• } \text{Velocidade máxima} \\ \text{• } \text{Velocidade mínima} \end{array} \right\}$ |
|--|---|

Matematicamente, as velocidades de voo horizontal podem ser calculadas através da equação:

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}$$

Essa fórmula é derivada da fórmula da sustentação, já estudada. Não efetuaremos cálculos com ela, mas podemos observar que a velocidade aumenta com o peso do avião e diminui com a densidade, a área da asa e o coeficiente de sustentação.

A fórmula para a potência necessária ao voo é mais complexa, mas a conclusão é idêntica, que a potência necessária aumenta com o peso e diminui com a densidade, a área da asa e o coeficiente de sustentação.

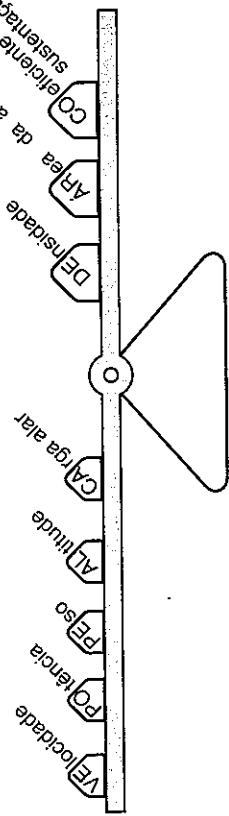
Não existem fórmulas para o cálculo da potência disponível.

10. Para fins de análise rápida relacionada às variáveis do voo horizontal, veremos agora um método prático, de uso opcional, evitando as fórmulas matemáticas. Basicamente, o método se destina a solucionar questões do tipo :

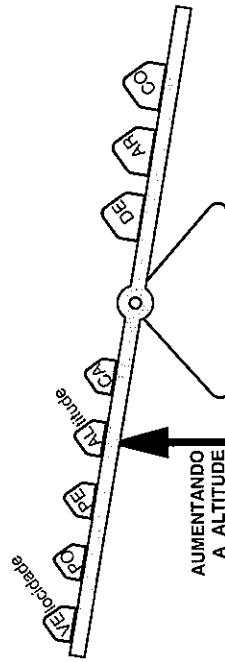
Aumentando a altitude do voo, a velocidade de máxima autonomia deverá:

- Aumentar*
- Diminuir*
- Permanecer constante*

O método consiste em imaginar uma balança em equilíbrio com as variáveis colocadas em ambos os lados, na ordem:



Para solucionar a questão acima, aumentaremos a altitude ("empurrando-a para cima"), conforme mostrado:



OBSERVAR QUE A VELOCIDADE SUBIU (AUMENTOU), LOGO A RESPOSTA CORRETA É "a".

NOTAS:

- O símbolo indica qualquer velocidade (de máxima autonomia, mínima, de estol, etc), exceto a "Velocidade Máxima".
- Obviamente esta questão poderia ser também resolvida pelo raciocínio baseado no conhecimento ou por fórmula matemática.
- O símbolo indica "Carga Alar", que é simplesmente o peso do avião dividido pela área da asa:

$$\text{Carga Alar} = \frac{\text{Peso}}{\text{Área}} = \frac{W}{S}$$

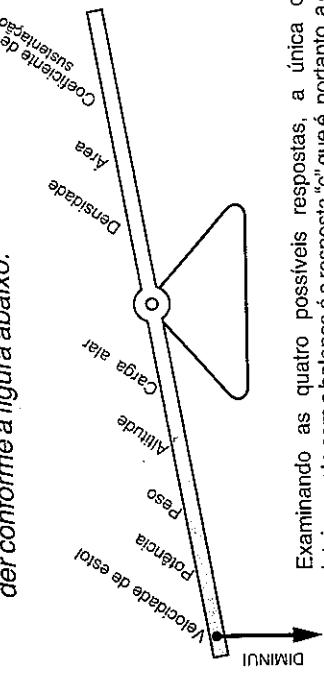
10

VOO PLANADO

11. Questão: A velocidade de estol diminui nestas condições:

- a) Menor altitude e menor densidade do ar
- b) Maior altitude e menor área da asa
- c) Maior área da asa e menor peso
- d) Maior coeficiente de sustentação e maior altitude

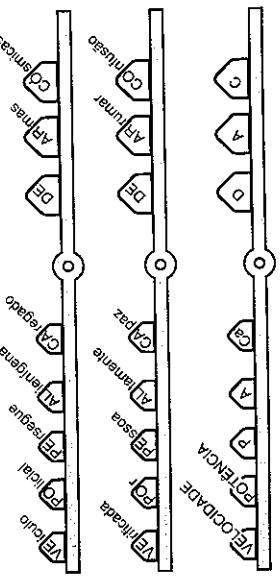
Solução: Para diminuir a velocidade de estol, a balança precisaria pendurar conforme a figura abaixo:



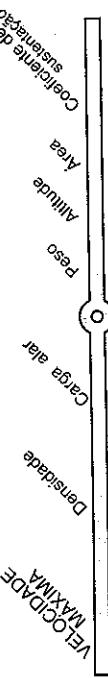
Examinando as quatro possíveis respostas, a única que concorda inteiramente com a balança é a resposta "c" que é, portanto, a correta.

1. A figura ao lado mostra um automóvel descendo uma ladeira de 30 graus com o motor parado. O movimento é causado não pelo motor, mas pela própria ação da gravidade. No caso, o veículo pesa 1000 kgf e isso é equivalente a uma força de 500 kgf para a frente e uma outra de 866 kgf em direção ao solo. Temos ainda a resistência ao avanço, igual a 500 kgf.

12. Para auxiliar a memorização das variáveis, alguns estudantes usam frases mnemônicas, a exemplo destas:



13. A "balança" funcionará também para a velocidade máxima, permutando a densidade com o peso e altitude. A nova balança será esta :
"BALANÇA ESPECIAL" PARA A VELOCIDADE MÁXIMA



2. De modo semelhante, um avião pode voar sem a tração do motor, porém em trajetória descendente. Esse tipo de voo chama-se voo planado. A ilustração mostra um avião de 1000 kgf em voo planado. Notar que:

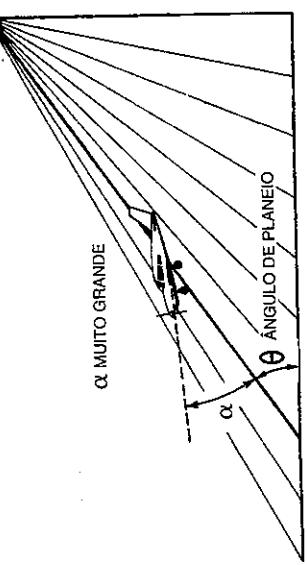
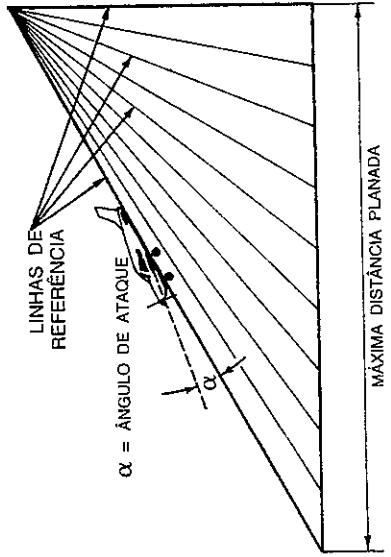
- a) O avião é impulsionado por uma força de 500 kgf, resultante da gravidade.
- b) A sustentação é igual a 866 kgf (e não 1000 kgf) — portanto **menor** que o peso.

O ângulo Θ (letra grega "téta"), formado entre a trajetória de voo e a linha do horizonte, chama-se **ÂNGULO DE PLANEJO**. Esse ângulo diminui quando C_L aumenta e quando C_D diminui.

NOTA : Tanto o automóvel como o avião das figuras estabilizam-se ao atingirem a velocidade em que o arrasto se torna igual a 500 kgf. A componente do peso, de 866 kgf, é anulada pela reação do solo no caso do automóvel, e pela sustentação, no caso do avião.

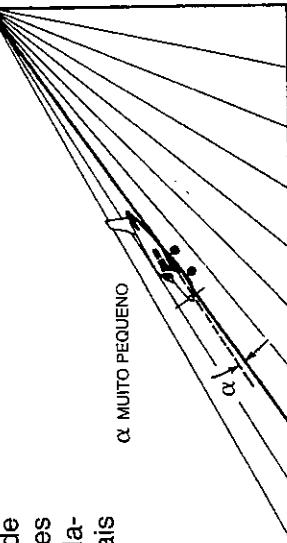
3. VELOCIDADE DE MELHOR PLANEIO

Esta velocidade, também chamada *Velocidade de Menor Ângulo de Descida*, é aquela que possibilita ao avião planar a maior distância possível; portanto deve ser usada em caso de pane do motor. O seu valor é igual ao da *Velocidade de Máximo Alcance* do voo nivelado. O ângulo de ataque α é o de L/D máximo.

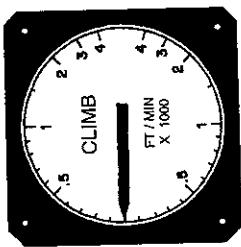
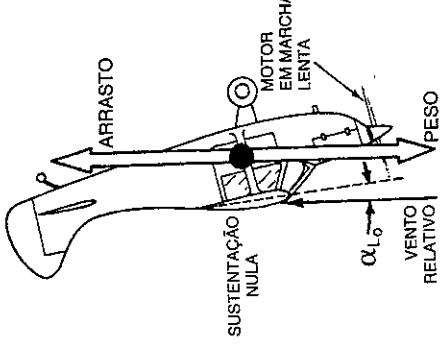


4. A ilustração mostra um planeio realizado com ângulo de ataque maior do que o usado acima. A velocidade e a distância planada diminuem, e o tempo e o ângulo de planeio aumentam. Existe uma velocidade chamada *Velocidade de Menor Razão de Descida* (ou de *Mínimo Afundamento*) que é útil quando se deseja permanecer o máximo tempo planando. Seu valor é igual ao da *Velocidade de Máxima Autonomia* do voo nivelado.

5. Planeios feitos com ângulo de ataque menores ou velocidades maiores do que o de melhor planeio resultam em descidas mais rápidas e alcance menor.

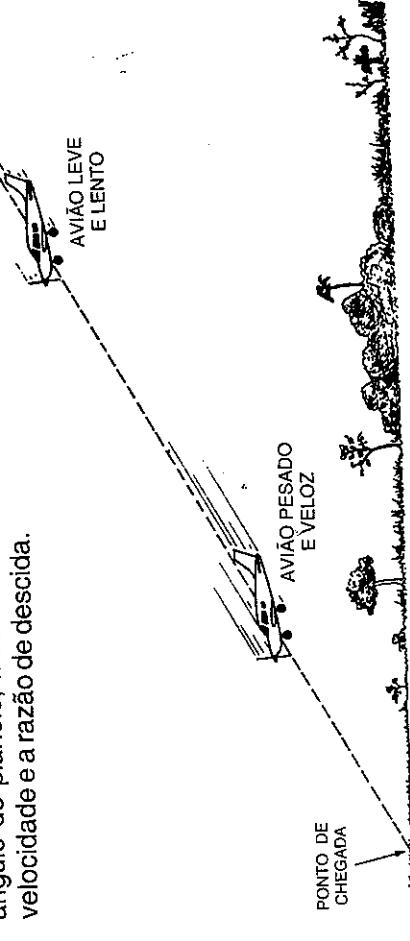


6. VELOCIDADE FINAL — É a velocidade máxima que o avião pode atingir num mergulho ou planeio vertical. A sustentação deve ser nula para que a trajetória seja vertical. O ângulo de ataque deve ser o ângulo de sustentação nula — α_{L_0} — conforme figura ao lado. A velocidade aumentará rapidamente e se estabilizará quando o arrasto se tornar igual ao peso. O avião terá então atingido a **Velocidade Final**. Todayia, o piloto só deverá permitir que isso aconteça se não atingir antes a **Velocidade Limite** especificada pelo fabricante do avião. A *Velocidade Limite* é aquela que não pode ser ultrapassada sem que o avião sofra danos ou a destruição da estrutura.



7. RAZÃO DE DESCIDA — É a altura perdida por unidade de tempo. Ela é indicada num instrumento chamado variômetro (*vulgarmente conhecido como "climb"*). A razão de descida é geralmente abreviada **R/D** e medida em pés por minuto (**ft/min**) ou em metros por segundo (**m/s**).

8. INFLUÊNCIA DO PESO — O peso do avião não influi na distância e no ângulo de planeio, mas aumenta a sua velocidade e a razão de descida.

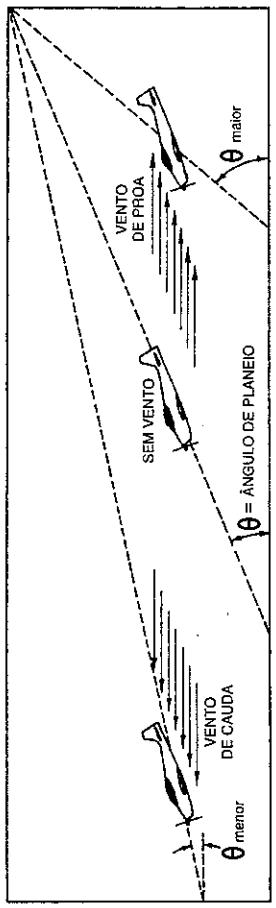


VOO ASCENDENTE

capítulo

11

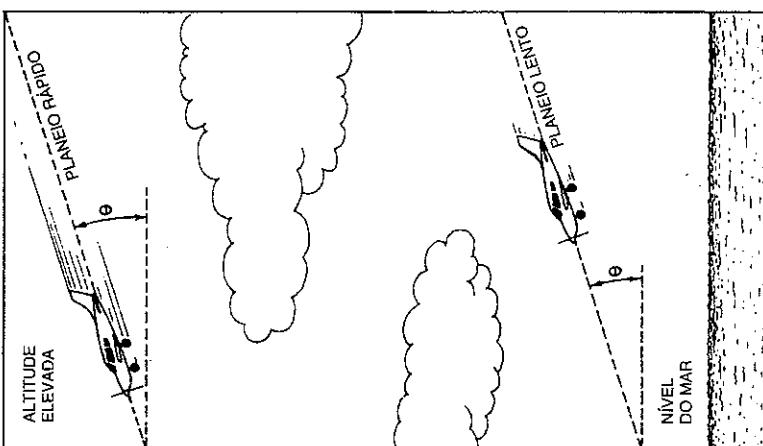
9. **INFLUÊNCIA DO VENTO** — Um vento de cauda aumenta a velocidade em relação ao solo, portanto o ângulo de planeio diminui e a distância planada aumenta. Um vento de proa tem efeito contrário. Para o avião, porém, nada se altera. As velocidades aerodinâmica (VA) e indicada (VI), o ângulo de ataque, a potência do motor, etc., permanecem inalteradas. A razão de descida (R/D) não se altera porque o vento é horizontal.



* 10. INFLUÊNCIA DA ALTITUDE

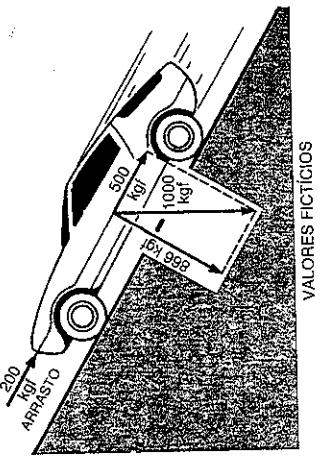
O ar raroéfeito das altitudes elevadas influencia somente a velocidade do planeio; ou seja, a VA e a R/D aumentam. Porém o ângulo de planeio e o alcance não são afetados. A VI também não se altera porque o aumento da velocidade compensa a redução da densidade, fazendo com que a pressão captada pelo tubo de Pitot e enviada ao velocímetro não se altere.

Matematicamente, não é difícil demonstrar que o ângulo de planeio em atmosfera sem vento depende unicamente da relação L/D ; em outras palavras, não depende da densidade e do peso do avião. Isso significa que o piloto de um avião em pano precisará preocupar-se unicamente com o vento ao estimar o alcance do avião até um local de pouso de emergência.



1. A figura mostra um automóvel pesando 1000 kgf, numa ladeira. O arrasto produzido pelo vento relativo é igual a 200 kgf. Qual seria a tração das rodas necessária para impulsionar o veículo? O veículo deverá ser impulsionado por uma força capaz de vencer não apenas o arrasto de 200 kgf, mas também a componente do peso no sentido morro abaixo (igual a 500 kgf), totalizando 700 kgf.

2. A figura ao lado mostra uma situação semelhante, onde um avião de 1000 kgf efetua um voo ascendente. O primeiro fato a chamar a atenção é o valor da sustentação: 866 kgf, menor do que o peso do avião. Embora isso pareça inicialmente estranho, poderá ser compreendido se observarmos que a força de tração da hélice é inclinada para cima, ou seja, ela suporta parcialmente o peso do avião, aliviando a carga sobre a asa. De fato, se o voo fosse horizontal, a tração da hélice deveria ser de apenas 200 kgf para vencer o arrasto; porém, como o avião está subindo, devemos acrescentar a componente do peso (500 kgf) no sentido contrário ao do voo, o que totaliza 700 kgf.



3. Num voo ascendente, o avião possui duas componentes de velocidade, que são:

- V_H - Velocidade horizontal
- R/S - Razão de Subida

A razão de subida é geralmente medida em pés por minuto ou metros por segundo, através do variômetro.

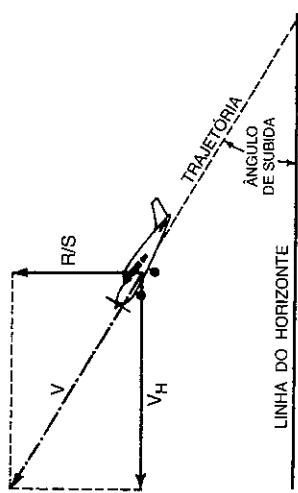
O ângulo entre a trajetória ascendente do avião e a linha do horizonte chama-se **Ângulo de Subida**.

4. Existem duas velocidades importantes no voo ascendente:

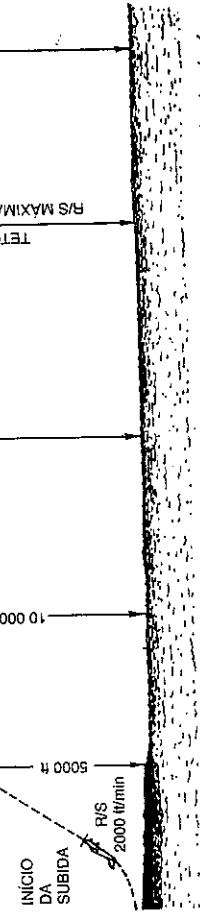
- **Velocidade de máxima razão de subida** — é a velocidade na qual o avião ganha altura no menor tempo possível.

- **Velocidade de máximo ângulo de subida** — É a velocidade na qual o avião sobe no maior ângulo possível. É uma velocidade menor do que a de máxima razão de subida.

Voos muito lentos ou muito rápidos resultam em baixos ângulos de subida.



6. À medida que o avião ganha altura, a densidade do ar diminui. Isso reduz a potência do motor e aumenta a potência que o avião necessita para o voo. A razão de subida máxima diminui até se anular no teto absoluto.

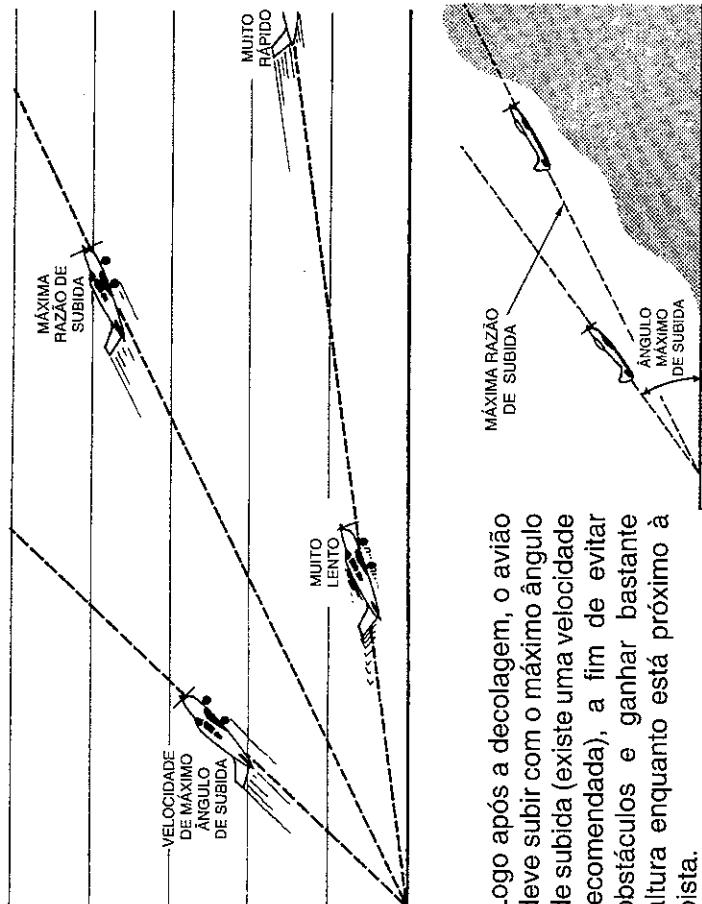


- Nota** — O teto prático e o teto absoluto são altitudes de densidade (pág. 12, item 15), por isso devem ser calculados, e não lidos no altímetro.

7. ESTUDO DA PERFORMANCE EM SUBIDA

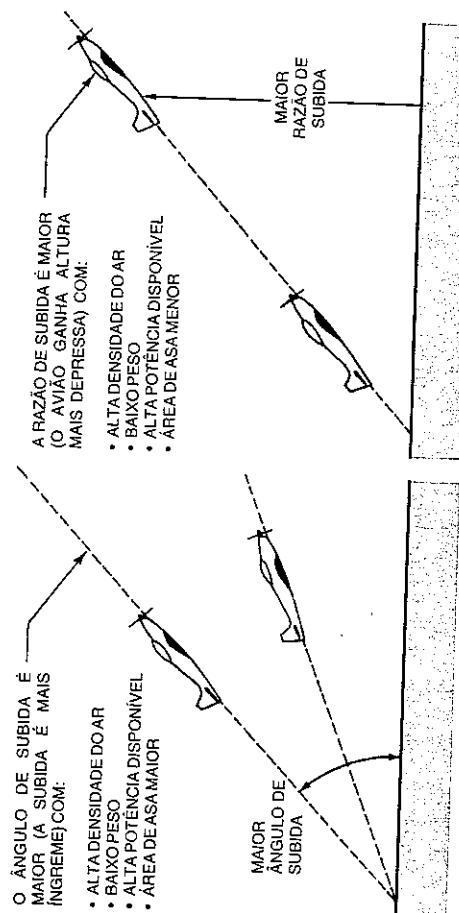
Toda subida é realizada utilizando o excesso de potência acima daquela necessária ao voo horizontal. A razão de subida será a máxima quando tivermos o maior excesso de potência possível.

No exemplo ao lado, isso acontece voando a 100 mph, pois o avião necessita apenas 150 HP e o grupo motopropulsor oferece 350 HP quando acelerado ao máximo. Portanto a **velocidade de máxima razão de subida** desse avião é de 100 mph.



5. Logo após a decolagem, o avião deve subir com o máximo ângulo de subida (existe uma velocidade recomendada), a fim de evitar obstáculos e ganhar bastante altura enquanto está próximo à pista.

8. FATORES QUE FAVORCEM O VOO EM SUBIDA — É necessário distinguir entre os fatores que melhoram o ângulo de subida e os que melhoram a razão de subida, conforme explicado nas figuras:



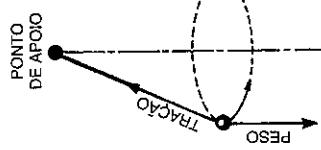
O que está explicado nas figuras acima é intuitivo, com possível exceção para o efeito da área da asa. Isso não será detalhado aqui devido à relativa complexidade de altitude, baixa temperatura, alta pressão e ar seco.

9. A altitude diminui a potência disponível e aumenta a potência necessária. Isso faz com que o gráfico do item 7 (pág. anterior) acabe se transformando no gráfico ao lado quando o avião atinge o teto absoluto. A curva da potência disponível desce com a altitude, ao mesmo tempo em que a curva da potência necessária sobe. No final, ambas acabam se tocando somente num ponto, que corresponde à velocidade de 100 mph neste gráfico. Essa é a única velocidade na qual é possível voar no teto absoluto. Por ser única, ela é ao mesmo tempo a velocidade mínima, a velocidade máxima, a de alcance máximo, a de autonomia e a velocidade de estol. O avião voa no ângulo crítico com o motor a toda potência, mal conseguindo se sustentar no voo horizontal.

VOO EM CURVA

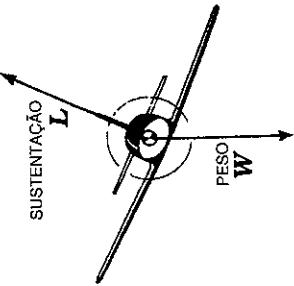
Capítulo

12

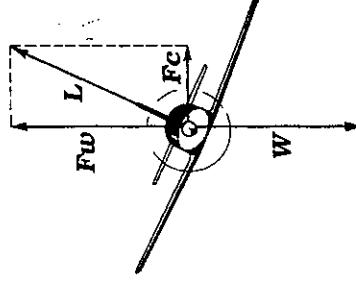


1. Uma experiência comum é a de girar um objeto pendurado por um fio num movimento em círculo, conforme ilustrado. Nessa situação, existem unicamente duas forças agindo sobre esse objeto:

- O peso da bola, vertical, para baixo.
- A tração do fio, inclinada para cima e para dentro do círculo.

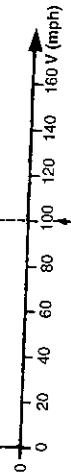


2. Num avião voando em curva, as forças atuam exatamente da mesma forma. O peso **W** é produzido pela gravidade e a força inclinada é a **sustentação L**, produzida pela asa. O símbolo "W" para o peso vem do inglês, "weight".



3. A sustentação **L** produz dois efeitos simultaneamente: ela empurra o avião para cima e para dentro do círculo, como se fossem duas forças separadas, **Fw** e **Fc**. A componente vertical **Fw** contrabalança o peso **W**, e a componente **Fc** empurra o avião lateralmente para que ele faça a curva. Por essa razão, **Fc** é denominada **Força Centrífeta**. Observar ainda que **L** é maior que **Fw**, que é igual ao peso. Conclui-se que a sustentação numa curva deve ser maior que o peso do avião. O piloto precisará, portanto, cabrar.

ESTA É A VELOCIDADE NO TETO ABSOLUTO



4. A força centípeta aumenta com a massa e a velocidade do corpo, e diminui com o raio da curva.

$$F_c = \frac{mv^2}{R}$$

onde m é a massa, v a velocidade, R o raio da curva.

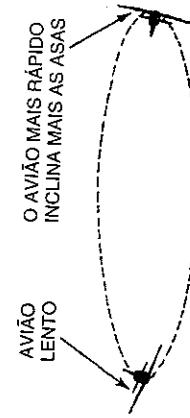
A tração no cabo é a força centípeta.



Num exemplo como o da figura, é intuitivo que trenós pesados ou veículos rápidos exijam mais força centípeta ou mais tração no cabo para fazerem a curva.

O efeito do raio da curva pode ser menos intuitivo; devemos considerar que, mantendo a velocidade, o giro (voltas por minuto) é mais rápido com um cabo curto, o que aumenta a tração.

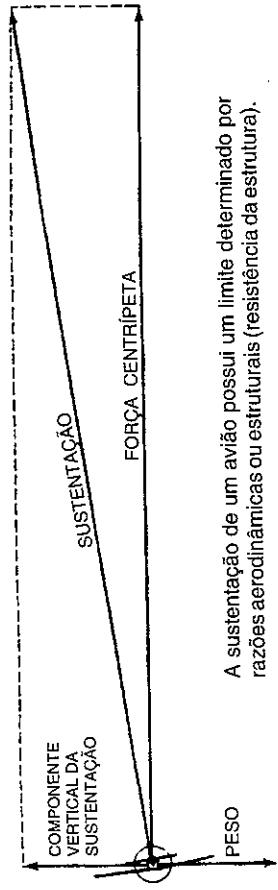
5. O ângulo de inclinação aumenta quando a velocidade aumenta.



NOTA: O peso não influiu no ângulo de inclinação das asas. O avião pesado deverá obter mais sustentação através de maior ângulo de ataque e mais potência, mas a inclinação das asas será a mesma.

6. Quanto mais inclinadas as asas, maior deve ser a sustentação. A figura mostra que, como a componente F_w é fixa (igual ao peso), a sustentação L terá que ser tanto maior quanto maior a inclinação. Neste exemplo, temos um ângulo de 60 graus, o que torna a sustentação igual ao dobro de F_w (ou o peso). Dizemos então que o fator de carga (a ser definido depois), é igual a "2G" ou duas vezes a gravidade.

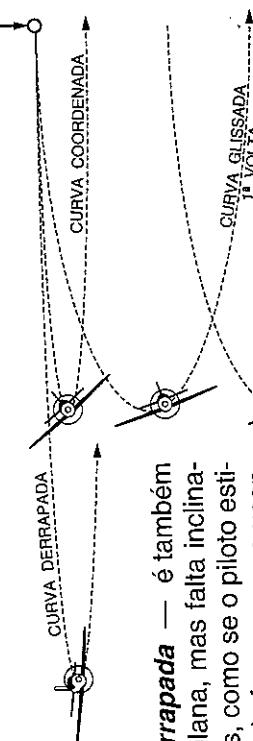
7. Nesta ilustração, o avião encontra-se tão inclinado que a sustentação é sete vezes maior que o peso. Se continuarmos aumentando a inclinação até atingir 90 graus, a sustentação se tornaria infinita, o que é impossível.



Num avião que possua um limite determinado por razões aerodinâmicas ou estruturais (resistência da estrutura).

8. DERRAPAGEM E GLISSAGEM — São dois erros de pilotagem cometidos em curvas. Para compreendê-los, examinaremos os três tipos de curvas mostrados na ilustração.

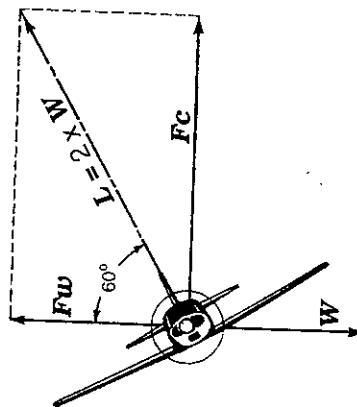
a) **Curva coordenada** — é a curva plana feita corretamente a uma altura constante, com os ailerons, leme e profundo dosados nas proporções exatas (comandos coordenados) e o avião alinhado com a trajetória.



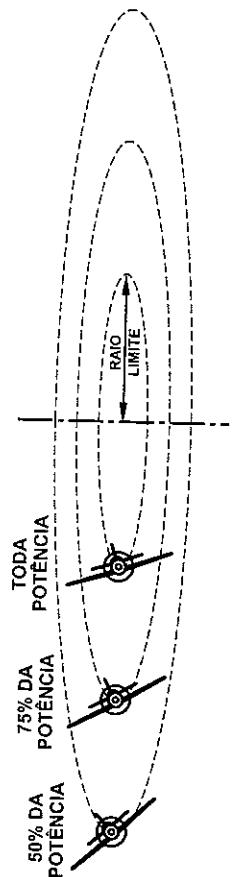
b) **Curva derrapada** — é também uma curva plana, mas falta inclinação nas asas, como se o piloto estivesse tentando fazer a curva usando apenas os pedais. O avião abre a curva, "escorregando" lateralmente como um carro derrapando na curva de uma estrada molhada.

Às vezes se afirma erradamente que na derrapagem a força centrífuga é diferente da centrípeta, o que não faz sentido.

c) **Curva glissada** — é uma curva feita com asas muito inclinadas, como se o piloto estivesse tentando fazê-la usando só os ailerons, esquecendo-se de cabrar. A sustentação é insuficiente e inclinada demais, e não suporta o peso do avião. A gravidade predomina e faz o avião descer "escorregando" lateralmente em direção à asa baixa, descrevendo uma espiral.



9. RAIO LIMITE — Para voar em curva, o piloto deverá inclinar as asas e aumentar a sustentação. Mas isso aumentará também o arrasto, obrigando-o a aumentar a potência. Quanto menor o raio da curva, mais potência será necessária. O menor raio possível é aquele em que a potência aplicada é a máxima, e chama-se **raio limite**.



10. A figura ao lado mostra um avião em três altitudes diferentes. Ao nível do mar o ar é denso, tornando o motor mais potente e aumentando a sustentação do avião. A curva pode ser então bem fechada e o raio limite será o mínimo.

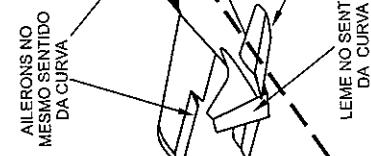
Aumentando a altitude, a densidade do ar diminuirá. Isso fará o motor perder potência e ao mesmo tempo o avião necessitará mais potência.

Consequentemente o avião perderá a capacidade de fazer curvas e o raio limite irá aumentar. Quando atingir o teto absoluto, o motor terá tão pouca potência, que o avião mal conseguirá manter o voo nivelado, ficando então totalmente incapaz de executar curvas.

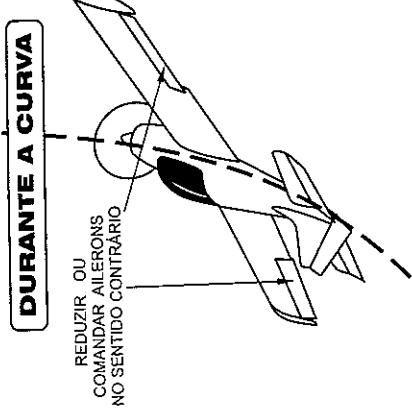
11. COMANDOS DE VOO EM CURVA

- Para executar uma curva, o piloto deverá:
 - Comandar ailerons, para inclinar as asas;
 - Aplicar pedal no mesmo sentido da curva, para corrigir a guinada adversa;
 - Puxar o manche para aumentar a sustentação, e
 - Aumentar a potência do motor para compensar o aumento do arrasto.

INICIANDO A CURVA



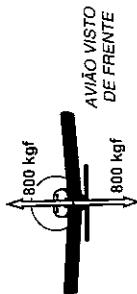
- Depois de iniciada a curva, a asa externa à curva estará voando um pouco mais rapidamente do que a asa interna. Por isso a sustentação será ligeiramente maior na asa externa, tendendo a aumentar demais a inclinação das asas. Para compensar esse efeito, o piloto deverá reduzir ou mesmo aplicar ailerons levemente no sentido contrário à curva.



12. ESTOL EM VOO NIVELADO — A velocidade de estol em curva é maior do que em voo nivelado. Isso pode ser compreendido através da comparação abaixo:

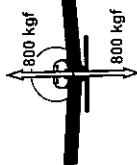
ESTOL EM CURVA

Na velocidade de estol, o avião voa com o nariz alto, no ângulo de ataque crítico, prestes a estolar. A sustentação é igual ao peso.



ESTOL EM VOO NIVELADO

Para entrar em curva no ângulo de ataque crítico, o piloto precisará aumentar a sustentação sem cabrar, pois o avião já está no ângulo crítico. Não há outra maneira de consegui-lo senão aumentando a velocidade.



CARGAS DINÂMICAS

13

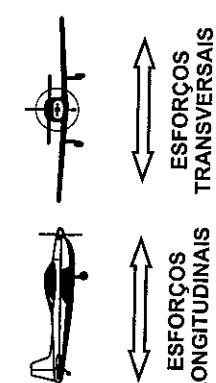
3. Em voo nivelado, o fator de carga é igual a um. Cabrando, será maior do que um. Picando, poderá ser menor do que um, nulo ou negativo, dependendo da intensidade do comando.

O fator de carga zero é aquele que dá a sensação de flutuação, queda livre ou ausência de gravidade. O avião descreve uma trajetória parabólica como a de um corpo lançado ao espaço.

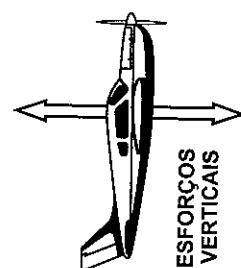
O fator de carga negativo ou menor do que zero produz uma flutuação mais intensa, onde o piloto é puxado para baixo pelo cinto de segurança. Ocorre também no voo invertido, no qual o fator de carga é igual a -1 ("menos um") e o piloto fica efetivamente dependurado no cinto de segurança.

- 1. CARGAS DINÂMICAS** — São os esforços que o avião sofre durante o voo devido a manobras, turbulência e outros fatores. Essas cargas podem ser horizontais e verticais.

As cargas dinâmicas horizontais são geralmente fracas e não afetam a estrutura do avião.



- As cargas dinâmicas verticais são muito importantes e podem danificar o avião se forem excessivas.



- 2. FATOR DE CARGA** — É a razão entre a sustentação e o peso do avião:

$$n = \frac{L}{W}$$

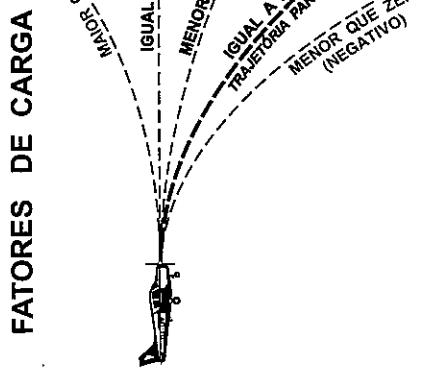
Sustentação

Peso

FATOR DE CARGA

Os fatores de carga verticais são medidos nos aviões acrobáticos por meio do **acelerômetro**.

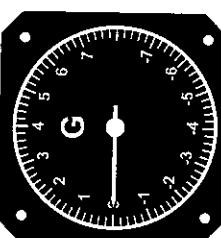
O fator de carga é uma grandeza adimensional, ou seja, é apenas um número sem unidade. Porém é costumeiro na Aviação usar termos como "2 G" ou "3 G" em vez de apenas "2" ou "3".



4. Os fatores de carga elevados podem ser causados principalmente por:
- Voos em curva
 - Manobras acentuadas
 - Rajadas de vento
 - Recuperações de mergulhos

A rigor, voos em curva e recuperações são também manobras, porém estão listados acima separadamente por razões didáticas. Os voos em curva já foram estudados nos itens 6 e 7 do capítulo anterior (pág. 60 e 61), portanto não serão detalhados aqui.

5. O piloto pode provocar grandes fatores de carga em manobras e ultrapassar os limites estruturais do avião. Por isso os aviões podem ter avisos indicando os limites ou as manobras permitidas, em local visível ao piloto. Os aviões (e o piloto) suportam fatores de carga positivos melhor do que os negativos. Como exemplos, os limites para aviões acrobáticos são:
- Limite positivo: +6 G
 - Limite negativo: -3 G

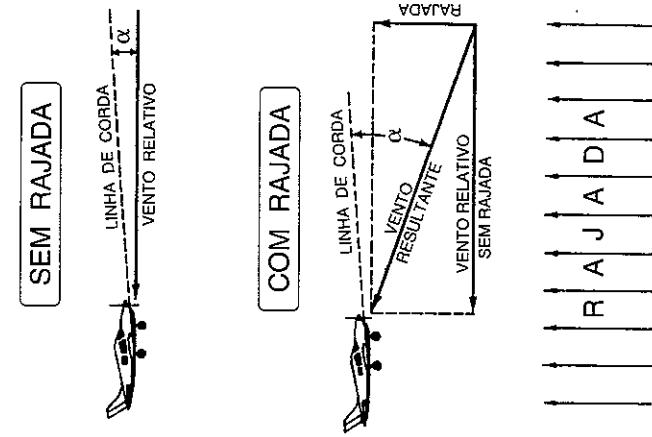


ACELERÔMETRO

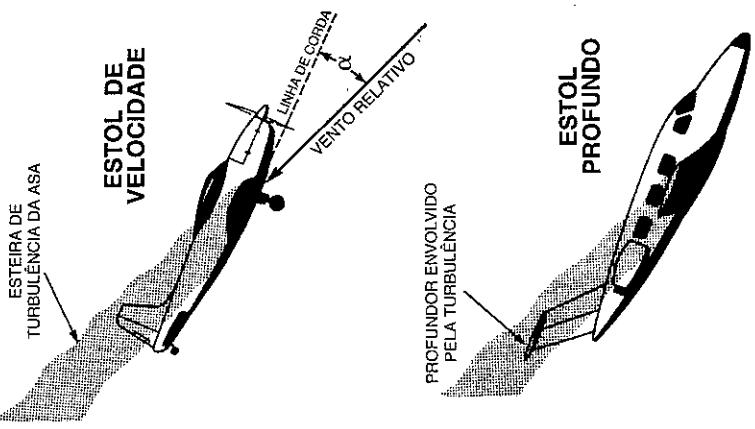


6. FATORES DE CARGA NAS RAJADAS — No voo sem rajada ilustrado ao lado temos um vento relativo horizontal e um ângulo de ataque “ α ”. A sustentação é igual ao peso, portanto o fator de carga é igual a “1G”.

No voo com rajada, o vento relativo horizontal combina-se com o vento vertical da rajada, formando um vento relativo inclinado que altera o ângulo de ataque “ α ” para um valor maior. Isso aumenta a sustentação, tornando o fator de carga maior do que “1”. Para aliviar o efeito da rajada, a velocidade deve ser diminuída moderadamente. Uma redução excessiva fará o ângulo de ataque aumentar bastante e causar um estol.



8. ESTOL DE VELOCIDADE



Conforme estudamos antes, o estol ocorre quando se ultrapassa o ângulo de ataque crítico, não importando a velocidade do avião. Assim, se um piloto cabrar bruscamente num mergulho em alta velocidade, poderá exceder o ângulo de ataque crítico e entrar em estol. Esse estol é denominado **estol de velocidade**. O avião continuará em mergulho porque a sustentação não aumenta como esperado. Para sair dessa situação, o piloto deve baixar o nariz do avião e cabrar novamente com mais cuidado.

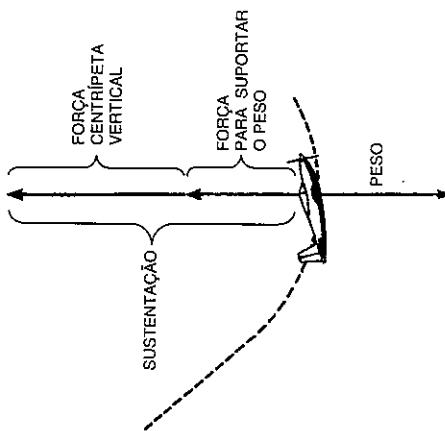
Em alguns aviões com cauda em “T”, a recuperação de um estol pode ser impossível porque a turbulência da asa envolve o profundo, tornando sem ação. Esse fenômeno é denominado “deep stall” em inglês, traduzido como “estol profundo”. Nesses aviões, dispositivos automáticos impedem que o piloto exceda o ângulo crítico.

7. FATOR DE CARGA NAS RECUPERAÇÕES

Numa recuperação de linha de voo, após um mergulho, podem ocorrer grandes fatores de carga causados pelo aumento da sustentação devido à velocidade do avião. Conforme mostrado ao lado, a sustentação durante essa manobra é igual a força necessária para suportar o peso do avião, somada à força centrípeta vertical para mudar a direção do voo.

A velocidade do mergulho agrava a situação porque a força centrípeta aumenta com a velocidade.

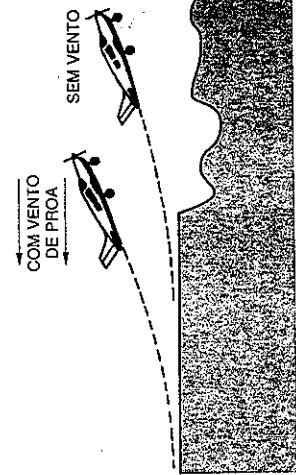
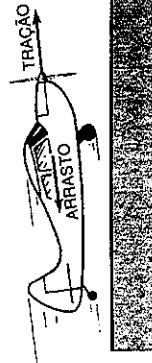
A força centrípeta é proporcional ao quadrado da velocidade (item 4, pág. 60).



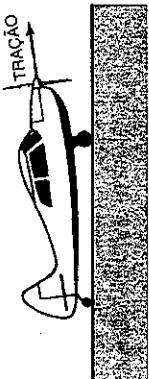
Cápsula

14 DECOLAGEM E POUSO

4. Com o aumento da velocidade, a sustentação começará a atuar, aliviando a carga sobre as rodas e assim reduzindo o atrito. Por motivo de segurança, o avião deve ser mantido no solo até que seja atingida a velocidade recomendada, de cerca de 120% a 130% da velocidade de estol e somente então cabrado para levantar voo.



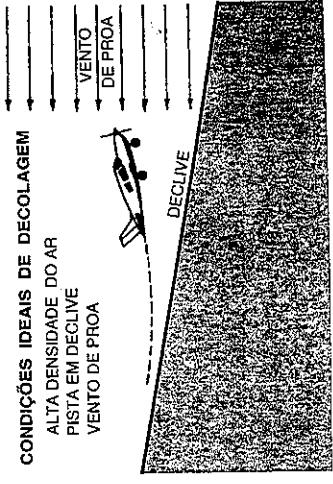
5. Deve-se decolar sempre com vento de proa, para diminuir a distância de decolagem e aumentar o ângulo de subida. Caso o vento diminua repentinamente, a segurança de voo não será afetada se o piloto decolou com 120% a 130% da velocidade de estol.



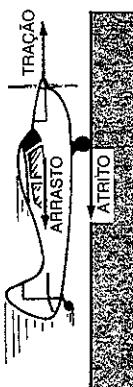
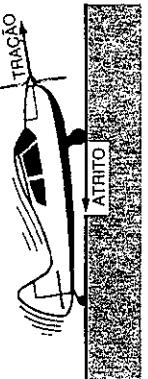
1. **Decolagem** é a operação em que o avião levanta voo. A aceleração é importante para decolar no menor espaço possível, portanto a potência do motor deve ser a máxima. Inicialmente os valores do recuo da hélice e da tração são os máximos (exceto para hélices de RPM constante).

2. Com o aumento da velocidade, o recuo e a tração da hélice diminuem, mas a rotação e a eficiência aumentam (exceto para hélices de RPM constante). As forças contrárias ao movimento são o arrasto aerodinâmico e o atrito dos pneus, que é tanto maior quanto mais rugosa e macia for a pista.

6. CONDIÇÕES IDEIAS PARA A DECOLAGEM



- Todos os fatores que aumentam a densidade do ar favorecem a decolagem: o ar seco, baixa temperatura, baixa altitude e alta pressão. O ar denso aumenta a potência e a sustentação. O declive aumenta a aceleração. O vento de proa permite ao avião se sustentar com menor velocidade em relação ao solo.

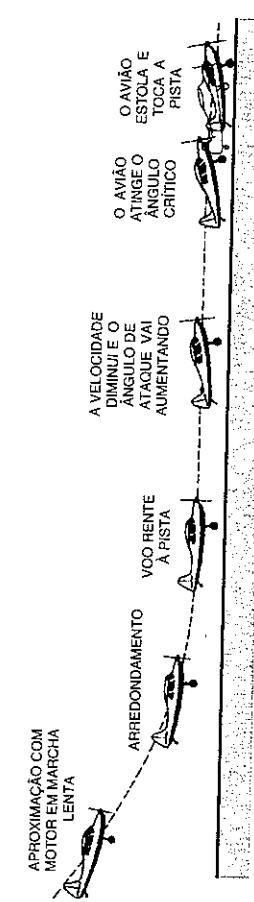


3. Os aviões com trem de pouso convencional precisam erguer a cauda durante a decolagem, para diminuir o ângulo de ataque e assim reduzir o arrasto. Isso reduz também a sustentação, evitando que o avião levante voo antes de atingir uma velocidade segura.
7. Após deixar o solo, a decolagem prossegue e continua com a subida. O piloto deverá reduzir a potência do motor e efetuar os demais procedimentos como o recolhimento dos flaps e do trem de pouso, os quais variam conforme o tipo do avião.

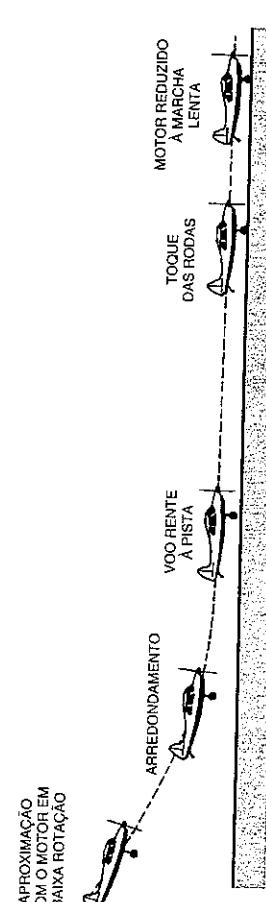
8. TÉCNICAS DE POUSO — Há duas técnicas utilizadas para o pouso:

- *Pouso em três pontos*
- *Pouso de pista*

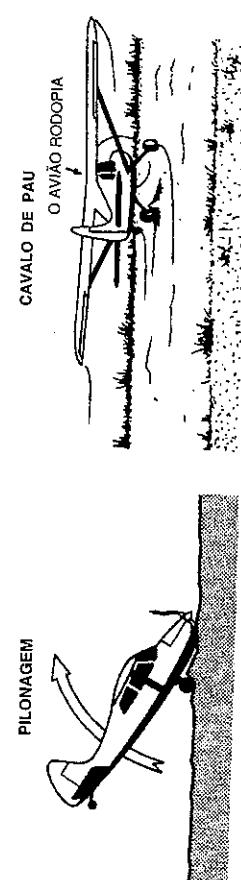
9. O *pouso em três pontos* é utilizado pelos aviões com trem de pouso convencional (com bequilha ou roda na cauda). O avião entra em estol rente à pista, tocando-a simultaneamente com o trem de pouso principal e a bequilha.



10. O *pouso de pista* consiste em tocar a pista com as rodas do trem principal, reduzir a velocidade e baixar a bequilha (ou o trem do nariz) gradualmente até tocar também a pista. Este pouso tende a ser mais suave.



11. Durante um pouso de pista, os aviões com trem de pouso convencional têm maior risco de pilonagem e cavalo de pau devido ao centro de gravidade localizado atrás do trem principal.

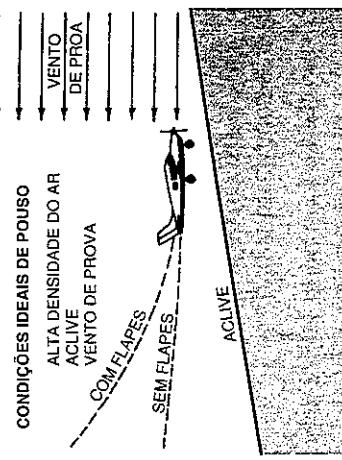


12. CONDIÇÕES IDEAIS DE POUSO

As condições mais favoráveis ao pouso estão mostradas na figura e são as mesmas que favorecem a decolagem, exceto a inclinação da pista, que deve ser em acidente para ajudar a frear o avião.

Os flaps reduzem a velocidade na aproximação e aumentam o ângulo de planejamento, facilitando o pouso em pistas curtas com obstáculos na cabeceira. Os slots e slats também agem dessa forma.

Lembrar que "alta densidade do ar" na figura acima significa baixa temperatura, baixa altitude, alta pressão e ar seco.



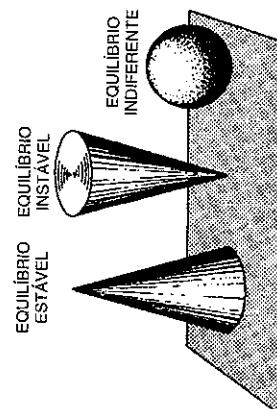
15

ESTABILIDADE LONGITUDINAL

Capítulo

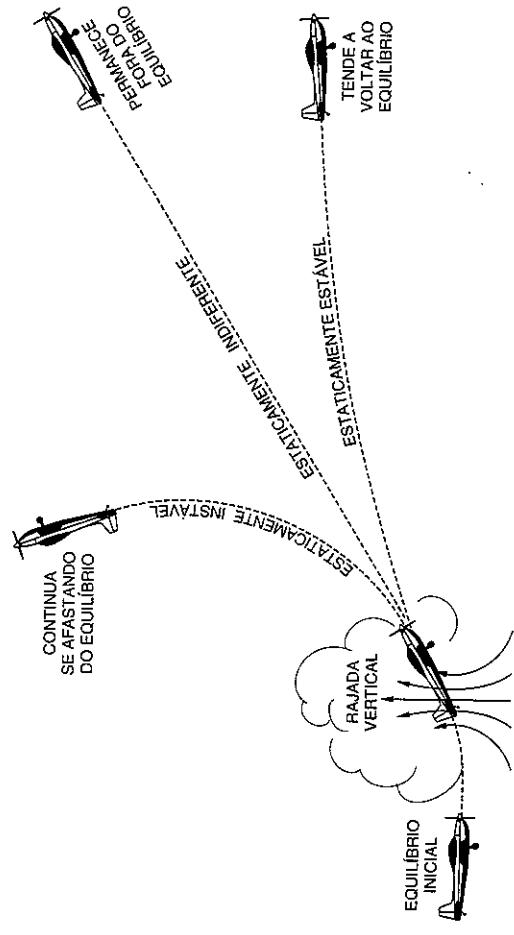
1. **TIPOS DE EQUILÍBRIO** — Existem três tipos de equilíbrio:

- **Estável** - quando há tendência de permanecer em equilíbrio.
- **Instável** - quando há tendência de se afastar do equilíbrio.
- **Indiferente ou neutro** - Quando não há tendências.



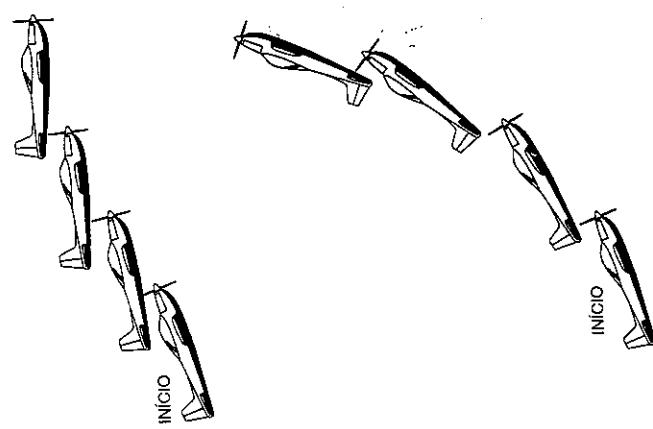
2. Um avião apresenta também três tipos de equilíbrio, dependendo do seu comportamento após sofrer uma interferência em seu equilíbrio inicial.

O avião é estaticamente estável se tende a voltar ao equilíbrio; ou estaticamente instável se tende a afastar-se do equilíbrio, ou indiferente se não apresenta essas tendências. O termo "estaticamente" é usado para distinguir esta categoria de equilíbrio de uma outra a ser estudada subsequentemente.

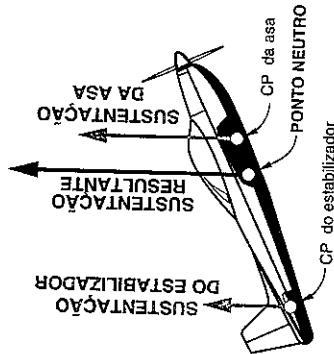


3. A asa de um avião, devido ao seu perfil assimétrico, é estaticamente instável. Por exemplo, se o ângulo de ataque aumentar, o CP (centro de pressão) avançará, fazendo o perfil aumentar ainda mais o ângulo de ataque.

4. O estabilizador foi criado com a finalidade de estabilizar um avião desequilibrado como na figura. De fato, o vento no estabilizador cria uma sustentação que levanta a cauda, tendendo a nivelar o avião. Mas não devemos nos esquecer que o vento na asa produz também uma sustentação que levanta a frente do avião. Qual será o resultado final dessa combinação de forças?

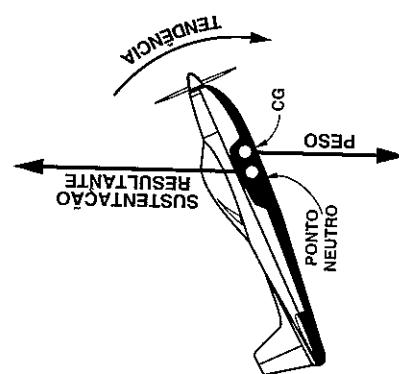


- 7. O PONTO NEUTRO** — Sabemos agora que o avião precisa ter cauda leve para ser estaticamente estável. "Cauda leve" significa "CG à frente" e aqui vamos estudar mais exatamente onde deve ficar o CG. Inicialmente substituiremos as sustentações do estabilizador e da asa que surgiram com o desequilíbrio do avião, por sua **sustentação resultante**. Ela passa por um ponto chamado **ponto neutro**, situado entre o CP da asa e o CP do estabilizador.
- NOTA 1** - A rigor, as sustentações a que estamos nos referindo são os acréscimos devido ao desequilíbrio (ΔL) em vez de " L ".
- NOTA 2** - O ponto neutro não será definido rigorosamente porque requer o conhecimento matemático das derivadas parciais.



- 8. A estabilidade estática longitudinal depende das posições relativas do Centro de Gravidade (CG) e do ponto neutro, como se pode ver abaixo:**

Quando o Centro de Gravidade (CG) está à frente do ponto neutro, o avião é estaticamente estável, porque tende a voltar ao equilíbrio.

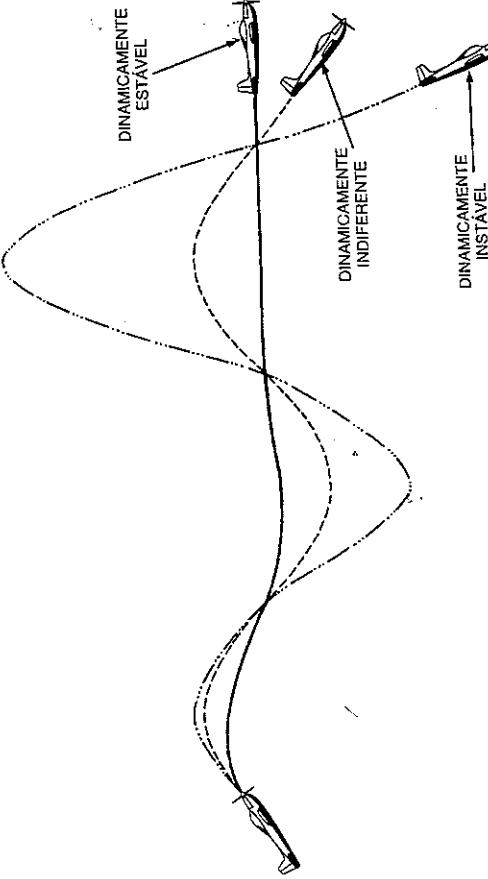


- 9. COMPENSAÇÃO PARA EQUILÍBRIOS** — O avião estável possui CG à frente do ponto neutro e, em muitos casos, até mesmo à frente do CP da asa. Isso cria uma tendência de baixar o nariz, a qual é compensada por uma pequena sustentação negativa no estabilizador. O avião é equilibrado dessa forma para a velocidade de cruzeiro. Se a velocidade for aumentada, a sustentação negativa do estabilizador aumentará e fará o avião subir. E se a velocidade for reduzida, acontecerá o contrário e o avião começará a descer e ganhar velocidade. Isso evita a perda de velocidade e um possível estol.

- 10. Aviões estaticamente estáveis com estabilizadores grandes podem ter um ponto neutro bastante afastado, deslocando o CG para trás do CP da asa. Nesses casos, a incidência do estabilizador será necessariamente positiva, ao contrário da maior parte dos aviões.**

10. Evidentemente, um avião deve ser estaticamente estável para ser facilmente controlável. Entretanto, isso não é suficiente, porque um avião estaticamente estável pode ainda ter três diferentes tipos de comportamento quando afastado da condição de equilíbrio:

- Avião dinamicamente estável** — tende a voltar ao equilíbrio e logo se estabiliza com poucas ou quase nenhuma oscilação.
- Avião dinamicamente instável** — tenta voltar ao equilíbrio com exagerado ímpeto e as oscilações crescem cada vez mais.
- Avião dinamicamente indiferente** — tenta voltar ao equilíbrio, mas sempre o ultrapassa e entra numa oscilação permanente.



Chegamos então à importante conclusão de que **um avião é estaticamente estável quando o centro de gravidade está localizado à frente do ponto neutro**.

Um erro comum é confundir o ponto neutro com o **centro de pressão (CP)**. A sustentação da asa está aplicada no CP da asa, conforme estudado no Capítulo 5. Porém aqui não estamos estudando a asa sozinha, mas o avião todo, cuja estabilidade de longitudinal estática depende do ponto neutro e não do CP da asa isoladamente.

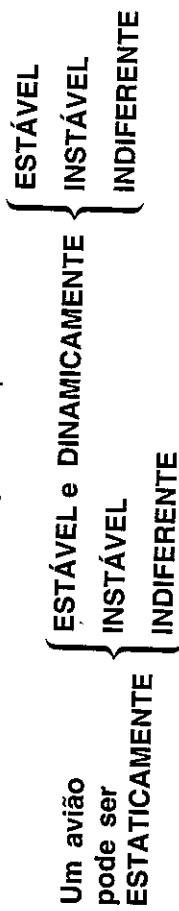
ESTABILIDADE LATERAL

16

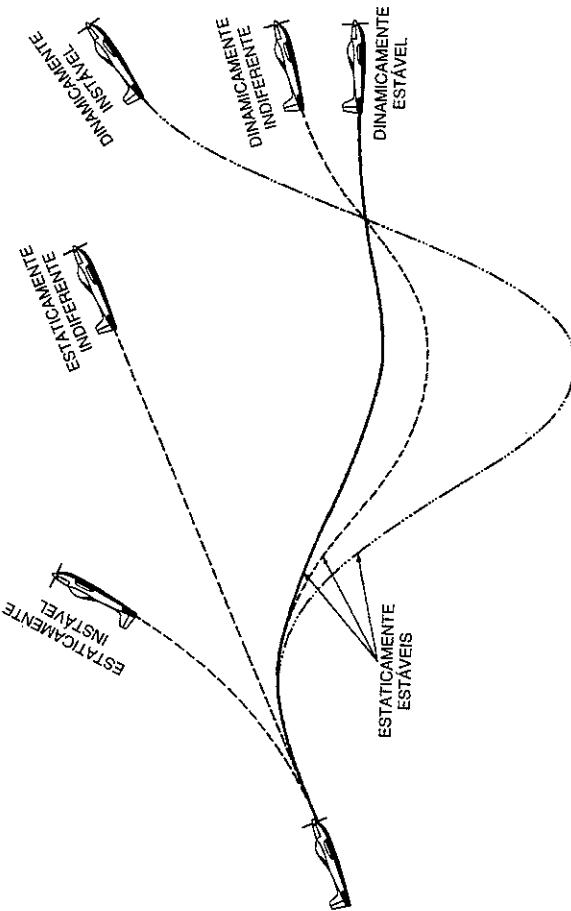
11. ESTABILIDADE E MANOBRABILIDADE — Estas duas qualidades do avião são desejáveis, mas antagônicas, e devem ser dosadas em função do tipo de avião. Quando um avião é muito estável torna-se mais difícil de ser manobrado porque o avião resiste aos comandos do piloto.

Aviões de transporte de passageiros devem ter alta estabilidade, a fim de oferecer conforto aos passageiros, enquanto os de acrobacia e caça devem ter alta manobrabilidade, sacrificando em parte a estabilidade.

12. RESUMO — As cinco possibilidades de equilíbrio longitudinal de um avião podem ser resumidas no seguinte esquema:



O esquema acima pode ser visualizado graficamente na ilustração abaixo.



1. **Estabilidade lateral** é a estabilidade em torno do eixo longitudinal. Quando um avião sofre um desequilíbrio lateral, por exemplo, através de uma rajada assimétrica, seu comportamento pode assumir uma das seguintes características:
 - a) **Estaticamente estável** — o avião tende a retornar ao equilíbrio inicial.
 - b) **Estaticamente indiferente** — o avião mantém o desequilíbrio inicial.
 - c) **Estaticamente instável** — o avião tende a ampliar o desequilíbrio inicial.

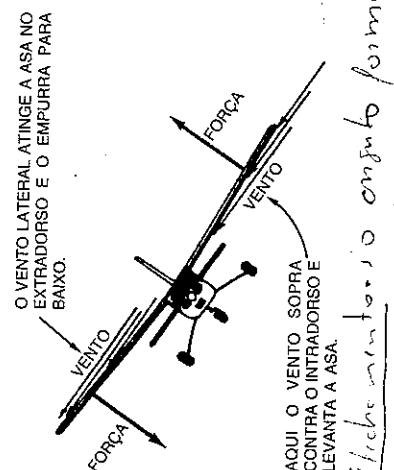
2. A estabilidade lateral é menos importante do que a estabilidade longitudinal porque os esforços laterais no avião são geralmente pequenos. Existem basicamente cinco fatores que influem na estabilidade lateral:

- a) Diedro
- b) Enflechamento
- c) Efeito de quilha
- d) Efeito de fuselagem *
- e) Distribuição de pesos

A conclusão final deste capítulo é que "todo avião deve ser estática e dinamicamente estável".

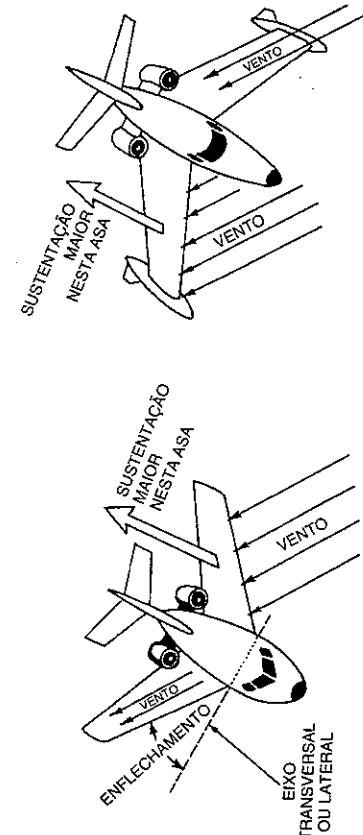
3. DIEDRO — Num avião lateralmente desequilibrado, a sustentação inclinada provoca uma glissada na direção da asa mais baixa. Essa glissada muda a direção do vento relativo, que passa a ter uma componente lateral. Se o avião possuir diedro, o vento tende a incidir contra o intradorso numa asa e contra o extradorso na outra. Isto significa que os ângulos de ataque (e as sustentações) serão diferentes. Se o diedro for positivo, essa diferença tende a estabilizar o avião, conforme mostra a figura abaixo. Se o diedro for negativo, o efeito será o oposto, mas isso não significa que o avião será instável, conforme veremos no item 8 deste capítulo.

O diedro positivo aumenta a estabilidade lateral



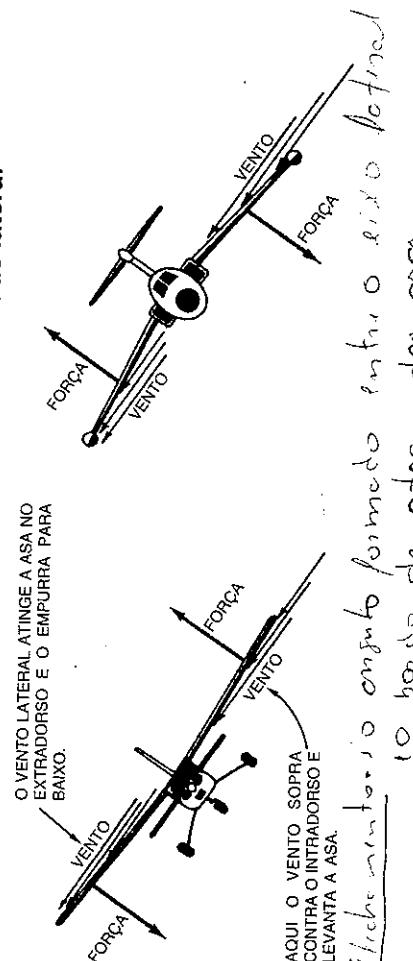
4. ENFLECHAMENTO — Durante uma glissada ou derrapagem, o enflechamento faz com que uma das asas receba o vento lateral em maior extensão do que a outra, produzindo então mais sustentação. Isso influí na estabilidade lateral, conforme mostram as figuras a seguir.

O enflechamento positivo aumenta a estabilidade lateral



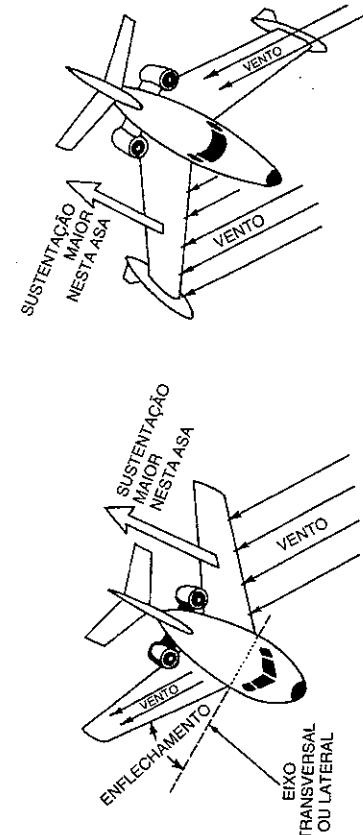
3. DIEDRO — Num avião lateralmente desequilibrado, a sustentação inclinada provoca uma glissada na direção da asa mais baixa. Essa glissada muda a direção do vento relativo, que passa a ter uma componente lateral. Se o avião possuir diedro, o vento tende a incidir contra o intradorso numa asa e contra o extradorso na outra. Isto significa que os ângulos de ataque (e as sustentações) serão diferentes. Se o diedro for positivo, essa diferença tende a estabilizar o avião, conforme mostra a figura abaixo. Se o diedro for negativo, o efeito será o oposto, mas isso não significa que o avião será instável, conforme veremos no item 8 deste capítulo.

O diedro negativo diminui a estabilidade lateral



4. ENFLECHAMENTO — Durante uma glissada ou derrapagem, o enflechamento faz com que uma das asas receba o vento lateral em maior extensão do que a outra, produzindo então mais sustentação. Isso influí na estabilidade lateral, conforme mostram as figuras a seguir.

O enflechamento negativo diminui a estabilidade lateral



5. EFEITO DE QUILHA — O vento lateral produz forças sobre as superfícies laterais do avião, podendo torná-lo:

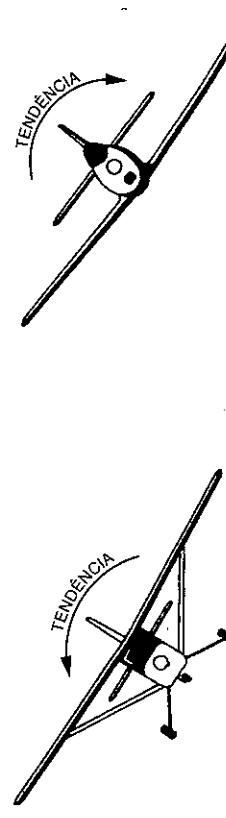
- Estável** — quando a área lateral acima do centro de gravidade (CG) é maior do que a área lateral abaiixo do CG (ver figura ao lado).
- Instável** — quando a área lateral acima do CG é menor do que a área lateral abaiixo do CG.

6. EFEITO DE FUSELAGEM

Trata-se de uma interferência da fuselagem sobre a asa. Na ilustração, a fuselagem bloqueia o fluxo do vento lateral, criando áreas de alta e baixa pressão sobre a asa, que diminuem o efeito de diedro. Num avião de asa alta, pelo contrário, aumentam o efeito de diedro.

7. DISTRIBUIÇÃO DE PESOS

NOTA: Tradicionalmente, veio se atribuindo a melhor estabilidade dos aviões de asa alta ao "efeito de pêndulo" causado pelo peso da fuselagem. Esse é o motivo por que este item se denomina "Distribuição de Peso". Na verdade o efeito pendular não existe porque o peso é a sustentação convergente no CG do avião, sem formarem um binário ou conjugado de forças.



O avião de asa alta tende a ser mais estável porque o efeito de fuselagem e o efeito de quilha atuam juntos para aumentar a estabilidade. No avião de asa baixa, ambos os efeitos são desfavoráveis. A asa contribui também no efeito de quilha, produzindo uma força lateral que favorece o avião de asa alta.

8. Um avião não deve ter estabilidade lateral exagerada porque deixará de obedecer adequadamente ao comando dos ailerons.
- Por essa razão, quando o efeito de diâmetro é excessivo, há necessidade de utilizar meios para tornar o avião menos estável. Um exemplo é o diâmetro negativo adotado em alguns aviões.

ESTABILIDADE DIRECIONAL

17

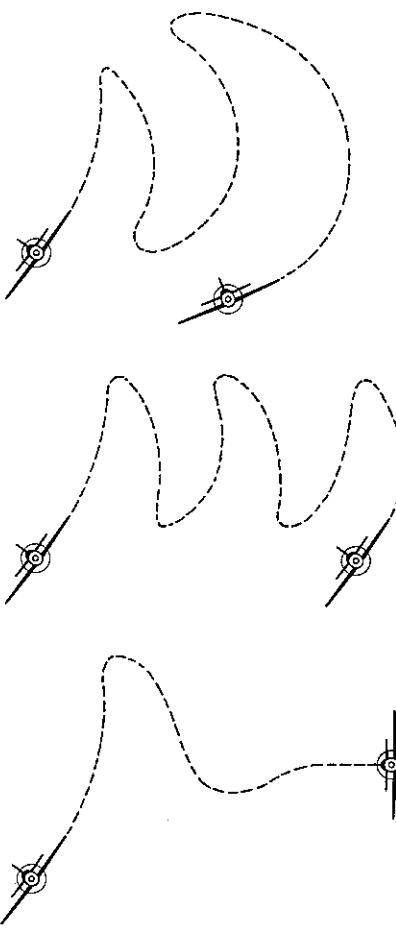
9. ESTABILIDADE DINÂMICA LATERAL — Um avião estaticamente estável quanto ao equilíbrio lateral tende a voltar ao equilíbrio sempre que sofrer alguma interferência externa, mas nem sempre o conseguirá. Existem três comportamentos possíveis:

DINAMICAMENTE ESTÁVEL	DINAMICAMENTE INDIFERENTE	DINAMICAMENTE INSTÁVEL
O avião volta ao equilíbrio inicial, amortecendo as oscilações.	O avião tenta voltar ao equilíbrio, mas não consegue amortecer as oscilações.	O avião tenta voltar ao equilíbrio com ímpeto excessivo e as oscilações aumentam.

O avião volta ao equilíbrio inicial, amortecendo as oscilações.

O avião tenta voltar ao equilíbrio com ímpeto excessivo e as oscilações aumentam.

O avião tenta voltar ao equilíbrio, mas não consegue amortecer as oscilações.



1. ESTABILIDADE DIRECIONAL é a estabilidade em torno do eixo vertical. Se um avião estiver fora de equilíbrio, por exemplo, com o nariz desviado para a direita, poderá apresentar três diferentes comportamentos, como segue:

- a) **Estaticamente estável**
 - o avião tende a retornar ao equilíbrio inicial.
- b) **Estaticamente indiferente**
 - o avião mantém o desequilíbrio inicial.
- c) **Estaticamente instável**
 - o avião tende a ampliar o desequilíbrio inicial.

A estabilidade direcional é menos importante do que a estabilidade longitudinal porque os esforços nela envolvidos são pequenos. Não há risco estrutural imediato quando um avião tem pouca estabilidade direcional; ele será simplesmente incômodo para piloto.

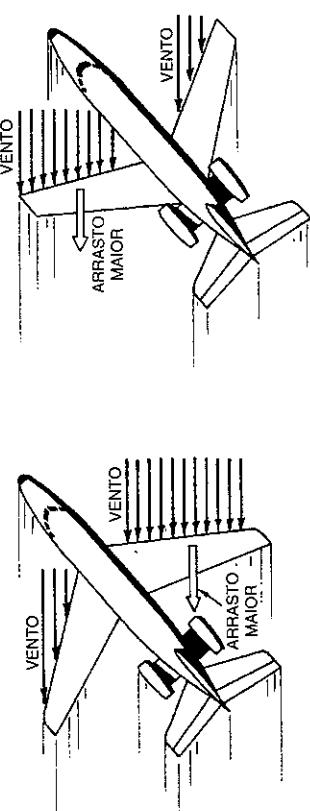
2. Basicamente existem dois fatores responsáveis pela estabilidade direcional de um avião:

- a) **Enflechamento**
 - b) **Efeito de quilha**
- Já vimos anteriormente que esses dois fatores influem na estabilidade lateral; na estabilidade direcional, os principios são os mesmos, apenas mudando o eixo de referência.

NOTA : As figuras acima mostram o comportamento teórico do avião. Na realidade, a estabilidade direcional (ainda não estudada) atua simultaneamente, tornando os movimentos mais complexos.

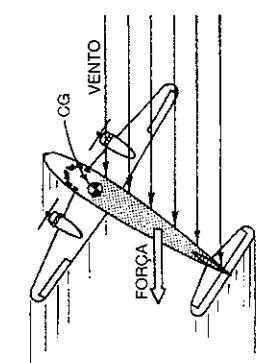
3. ENFLECHAMENTO — Quando um avião com asa enflechada sofre um desvio para um dos lados, ele derrapará, ficando com uma das asas mais exposta ao vento relativo do que a outra, gerando assim mais arrasto. Isso cria uma guinada que pode corrigir a derrapagem ou não, dependendo do tipo de enflechamento:

ENFLECHAMENTO POSITIVO Aumenta a estabilidade



4. EFEITO DE QUILHA — O efeito de quilha é provocado pela ação do vento relativo sobre as áreas laterais do avião. Quanto maior a área lateral atrás do centro de gravidade (CG), maior será a estabilidade direcional do avião.

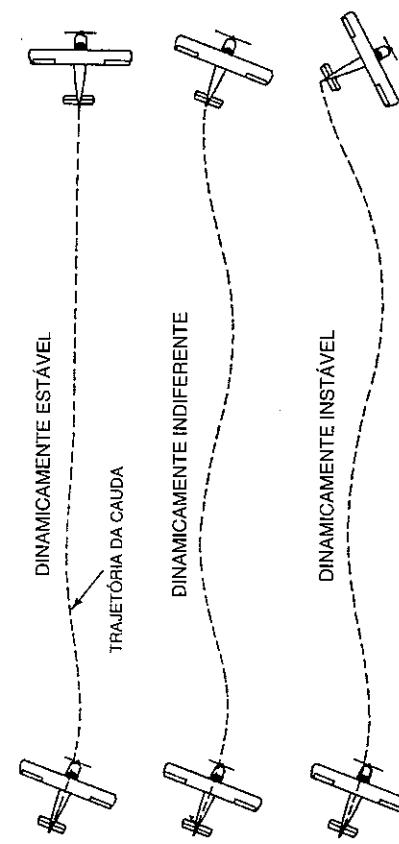
GRANDE ÁREA LATERAL ATRÁS DO CG Aumenta a estabilidade



NOTA : Conforme estudamos antes, o diédro é usado para gerar sustentação maior numa das asas e assim criar estabilidade lateral. Porém sustentação maior significa também arrasto maior, portanto o diédro afeta a estabilidade direcional. Mas esse efeito normalmente é pequeno e não é considerado um fator determinante na estabilidade direcional.

5. ESTABILIDADE DINÂMICA DIRECIONAL — De maneira semelhante aos equilíbrios longitudinal e lateral, a estabilidade direcional admite também três tipos de estabilidade dinâmica:

- Dinamicamente estável** — o avião volta ao equilíbrio, amortecendo as oscilações.
- Dinamicamente indiferente** — o avião tenta voltar ao equilíbrio, mas não consegue amortecer as oscilações.
- Dinamicamente instável** — o avião tenta voltar ao equilíbrio com impeto excessivo e as oscilações aumentam.

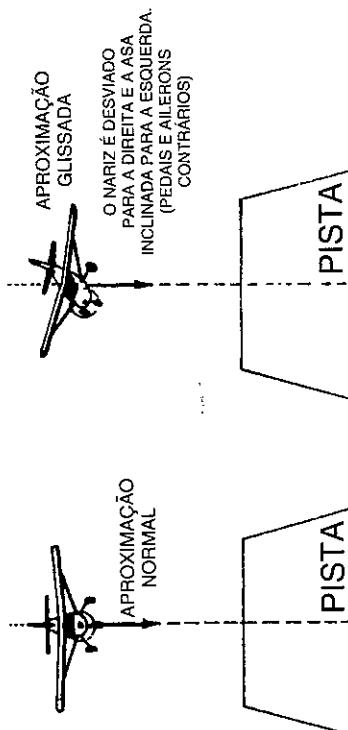


NOTA : Por motivos didáticos, a estabilidade direcional foi aqui estudada como fenômeno independente da estabilidade lateral. Na prática, os movimentos de oscilação das asas e da cauda sempre ocorrem em conjunto, criando movimentos combinados muitas vezes complexos, que não serão estudados neste curso.

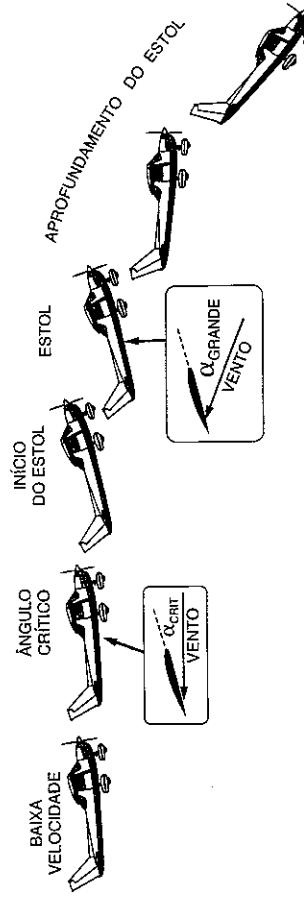
CASO 18

MANOBRAS

1. GLISSADA — A glissada é uma manobra útil quando se deseja descer acentuadamente em baixa velocidade. Para isso, usa-se a própria fuselagem como freio aerodinâmico, fazendo o avião *caranguejar*, ou seja, voar "de lado". A glissada é usada principalmente no pouso, para corrigir uma aproximação iniciada em altura excessiva.



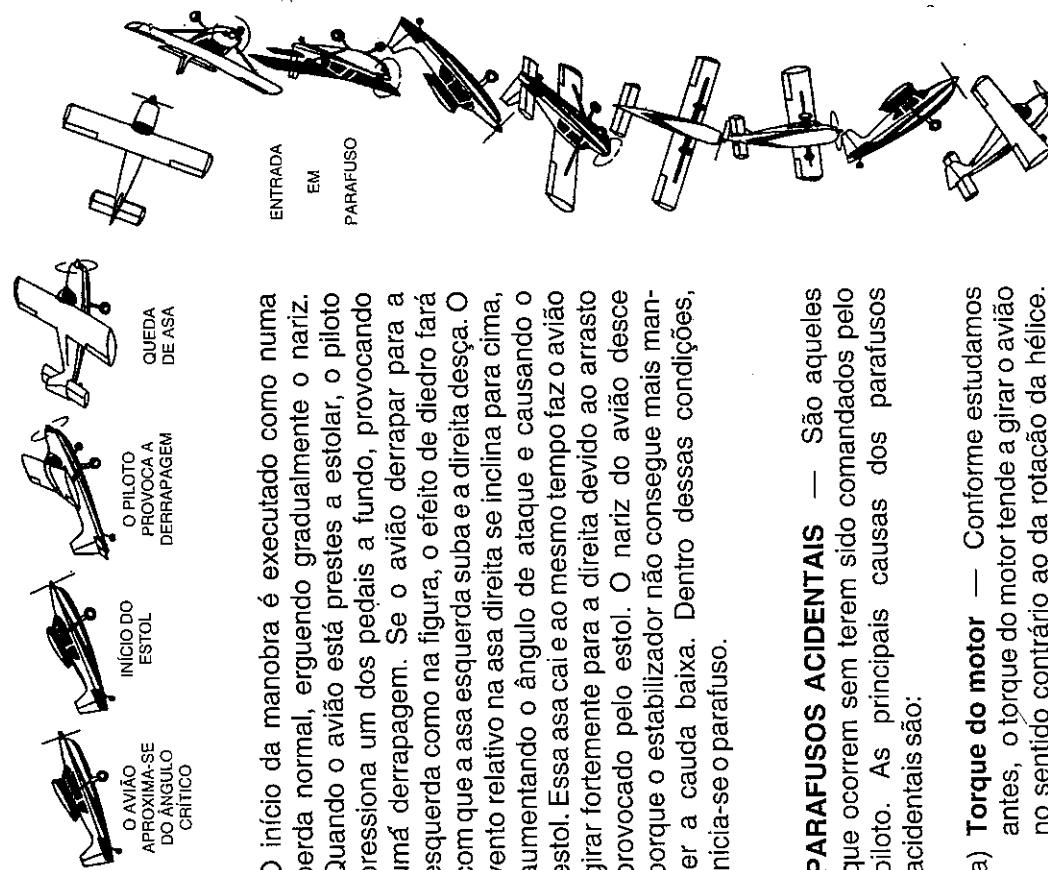
2. PERDA — É a manobra onde se provoca o estol, utilizada principalmente em treinamento de voo.



O motivo da rápida queda do avião após ocorrer o estol deve-se a uma divergência (vulgarmente conhecida como "círculo vicioso"), que consiste na repetição da seguinte sequência:

- 1) O avião desce porque a sustentação diminui.
- 2) O vento relativo se inclina para cima.
- 3) O ângulo de ataque aumenta, aprofundando o estol.
- 4) A sustentação diminui ainda mais.

3. PARAFUSO — É um movimento combinado de rotação e mergulho com estol. Difere da *espiral descendente* porque nesta não ocorre estol. A figura abaixo descreve a manobra para iniciar um parafuso.



O início da manobra é executado como numa perda normal, erguendo gradualmente o nariz. Quando o avião está prestes a estolar, o piloto pressiona um dos pedais a fundo, provocando uma derrapagem. Se o avião derrapar para a esquerda como na figura, o efeito de diédro fará com que a asa esquerda suba e a direita desça. O vento relativo na asa direita suba e a direita desça, aumentando o ângulo de ataque e causando o estol. Essa asa cai e ao mesmo tempo faz o avião girar fortemente para a direita devido ao arrasto provocado pelo estol. O nariz do avião desce porque o estabilizador não consegue mais manter a cauda baixa. Dentro dessas condições, inicia-se o parafuso.

4. PARAFUSOS ACIDENTAIS — São aqueles que ocorrem sem terem sido comandados pelo piloto. As principais causas dos parafusos acidentais são:

* a) **Torque do motor** — Conforme estudamos antes, o torque do motor tende a girar o avião no sentido contrário ao da rotação da hélice. Esse efeito é mais pronunciado quando o motor está em alta rotação e o avião próximo ao estol. O torque do motor pode fazer uma asa descer e entrar em estol, dando início ao parafuso.

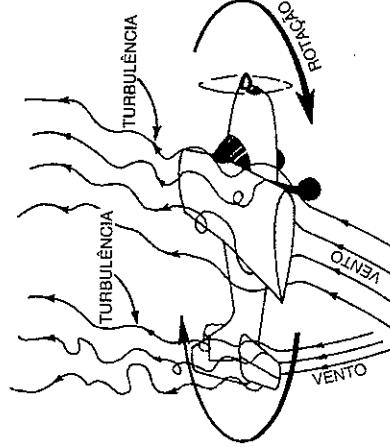
b) Asas com incidências desiguais — Para compensar a influência do torque do motor em voo de cruzeiro, alguns aviões possuem incidências diferentes nas asas. A asa com maior incidência tende a estolar primeiramente e iniciar um parafuso.

Na maioria dos aviões, o torque tende a abaixar a asa esquerda, portanto essa é a que possui maior ângulo de incidência.

c) Uso de ailerons próximos ao estol — A asa tende a estolar no lado em que o aileron desce, podendo originar um estol seguido de parafuso. Quando um aileron desce, ele abaixa o bordo de fuga da asa, o que equivale a aumentar o ângulo de ataque. Isso pode provocar um estol. Por esse motivo, durante o pouso é recomendado corrigir o nivelamento das asas usando o leme em vez dos ailerons.

d) Curvas — O estol numa curva geralmente é acompanhado por uma glissada ou derrapagem, que dá início a um parafuso. Cabe ao piloto evitar o estol, mantendo suficiente velocidade durante a curva.

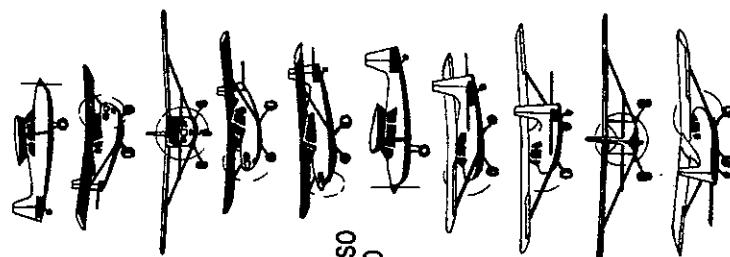
Se um avião estolar numa curva e entrar em parafuso, o sentido de rotação desse parafuso pode ser o mesmo ou o contrário do sentido da curva, dependendo da ocorrência de uma glissada ou de uma derrapagem no momento do estol (referências podem ser encontradas em publicações como o "Airplane Flying Handbook" da FAA norte americana).



7. O parafuso chato é sempre acidental, isto é, depende das características do avião e não dos comandos do piloto. Portanto, quando não se tem certeza quanto à possibilidade de o avião entrar em parafuso chato, é necessário iniciar a recuperação imediatamente enquanto ele está em parafuso normal, antes que ocorra um possível "achataamento".

Durante um parafuso chato o vento relativo sopra de baixo para cima. Isso cria fortes turbulências que tornam o profundo e o leme totalmente ineficazes para recuperar o avião do parafuso. Essas turbulências criam também um forte arrasto que diminui consideravelmente a velocidade de descida do avião.

8. O parafuso é também denominado *autorotação* porque, uma vez iniciado, o avião mantém a rotação por si só. Mesmo num parafuso normal, a velocidade do avião é moderada porque pelo menos uma das asas está estolada e provoca grande arrasto. Todavia, quando a rotação é interrompida para iniciar a recuperação, o estol cessa (e também o arrasto devido à turbulência) e então a velocidade do avião aumenta rapidamente. Por esse motivo, a recuperação do mergulho deve ser iniciada sem demora mas evitando, porém, comandos excessivos e bruscos.



5. RECUPERAÇÃO — A recuperação consiste em interromper primeiramente a rotação, utilizando o leme. Ao parar de girar, o avião estará mergulhando, bastando então cabrar para completar a recuperação.

6. PARAFUSO CHATO — Quando a cauda do avião é pesada, um parafuso normal poderá transformar-se num parafuso chato como o da ilustração. A recuperação só é possível deslocando o CG para a frente.

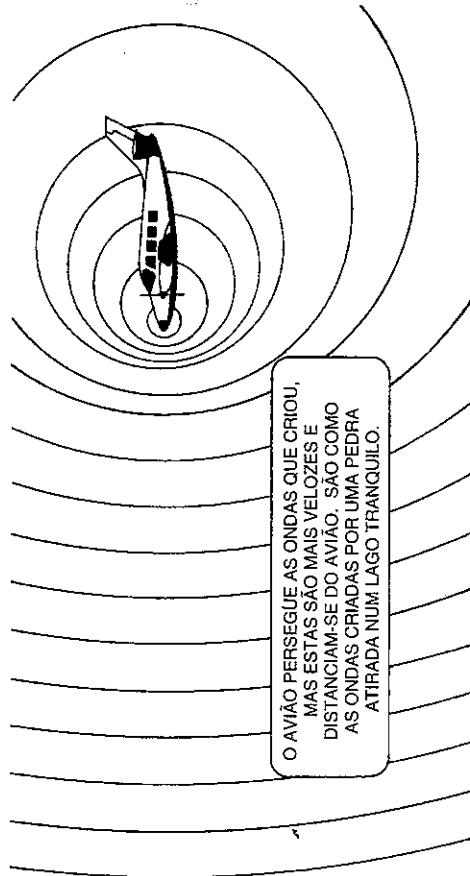
Em alguns aviões, o centro de gravidade pode ser deslocado para a frente, por exemplo, se o piloto ocupando o assento traseiro deslocar-se para o assento dianteiro. Com isso o avião pode abaixar o nariz e voltar ao parafuso normal, possibilitando a recuperação.

Capítulo 19 **TEORIA DE VOO DE ALTA VELOCIDADE**

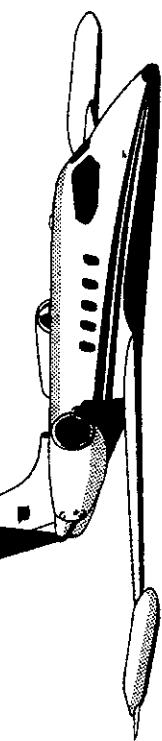
NOTA — A matéria deste capítulo não faz parte do programa para Piloto Privado.

INTRODUÇÃO — O voo dos aviões de alta velocidade é afetado pelo aparecimento de diversos fenômenos aerodinâmicos que não ocorrem em baixa velocidade. Esses fenômenos dão características especiais ao voo dos modernos aviões executivos e comerciais a reação, surgindo daí a necessidade de os seus pilotos conhecê-los antes de operar cada equipamento específico. Este capítulo contém as primeiras noções relativas ao assunto.

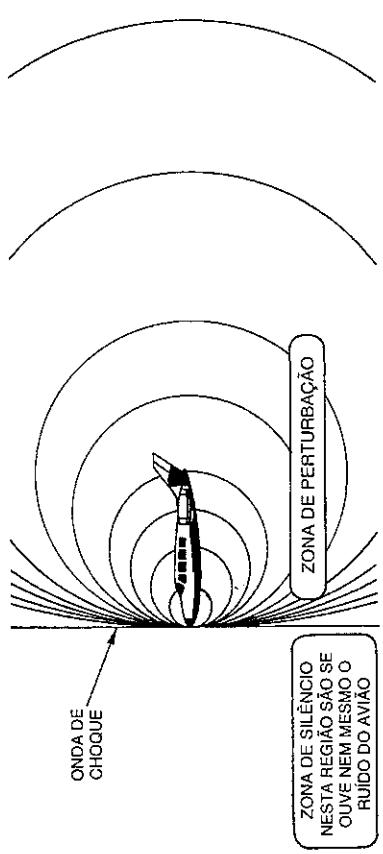
1. **VOO EM BAIXA VELOCIDADE** — Durante um voo em baixa velocidade, o avião desloca as partículas de ar que estão à sua frente. Essas partículas, por sua vez, deslocam outras que estão mais à frente. Essa onda de impulsos em cadeia propaga-se sob a forma de ondas de pressão esféricas, conforme mostrado abaixo, à velocidade do som (aproximadamente 340 m/s ou 1220 km/h ao nível do mar).



2. Graças a essa onda de impulsos, o ar atmosférico situado muito à frente do avião desloca-se antecipadamente, preparando-lhe a passagem. O escoamento do ar torna-se, assim, suave e gera pouco arrasto.

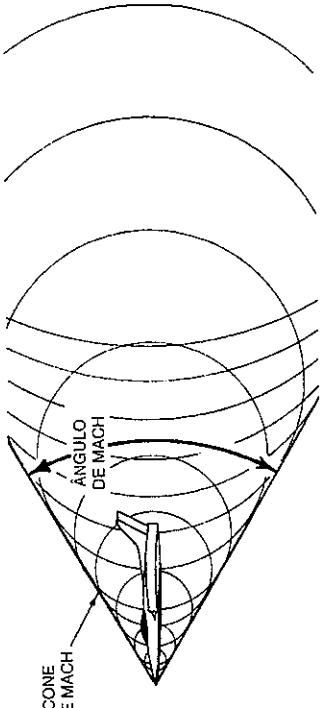


3. Quando o avião voa na mesma velocidade do som, as ondas de pressão não conseguem se afastar do avião, pois este é tão veloz quanto as ondas. Em consequência, as ondas de pressão ficam acumuladas no nariz do avião, formando uma fina parede de ar comprimido chamada **Onda de Choque**.



4. Podemos então entender que, na velocidade do som, as camadas de ar à frente do avião não podem ser "avisadas" da aproximação deste. Elas são colhidas de surpresa e recebem o impacto do avião, sendo então comprimidas e achatadas na onda de choque. Este tipo de onda recebe o nome de **onda de proa** porque forma-se na proa (nariz) do avião. É uma onda **normal** (perpendicular) à direção do voo. A pressão é alta em toda a região atrás da onda e empurra o avião para trás, na forma de arrasto.

5. Quando o avião voa com velocidade superior à do som, a onda de proa deixa de ser **normal** e torna-se **obliqua**, com formato de cone, o qual recebe o nome de **cone de Mach**. A abertura do cone forma o ângulo de **Mach**. A figura abaixo mostra a figura abaixo. Quanto maior a velocidade do avião, menor será o ângulo de Mach.



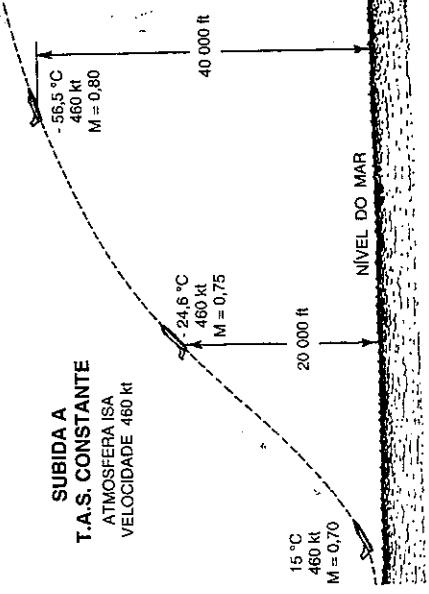
6. **NÚMERO DE MACH** — As velocidades supersônicas são indicadas pelo Número de Mach, que é a razão entre a velocidade verdadeira do avião e a velocidade do som no mesmo nível de voo.

O termo "Número de Mach" foi adotado em homenagem a Ernst Mach, um dos primeiros cientistas a estudarem o fluxo supersônico.

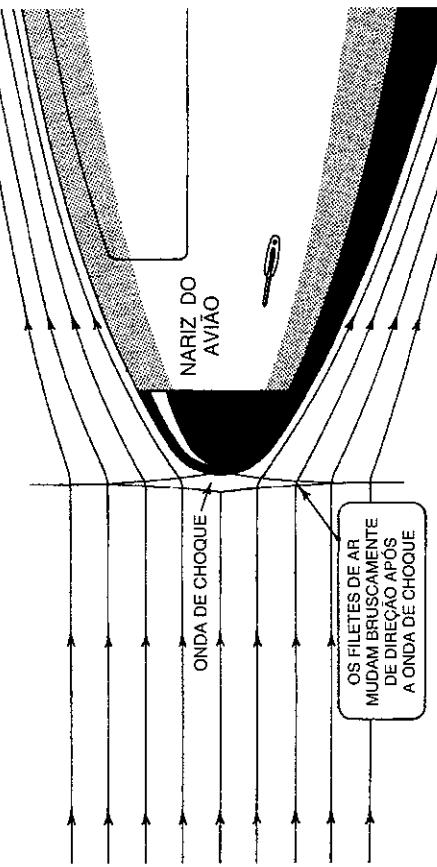
$$M = \frac{\text{TAS}}{a}$$

↑
Velocidade do Som
↓
Número de Mach

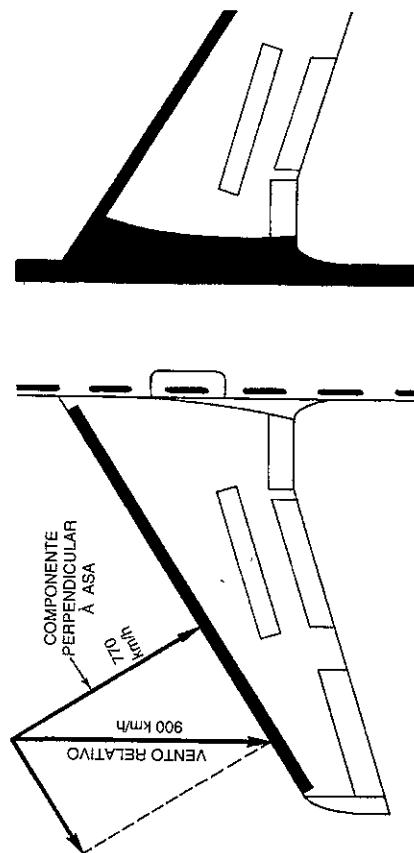
↑
"True Air Speed"
↓
Velocidade Verdadeira



7. A velocidade do som depende **unicamente** da temperatura. Numa subida a uma velocidade de constante como na figura ao lado, o Número de Mach aumentará porque a velocidade do som diminui com o ar mais frio das altitudes maiores. A densidade, a altitude e a pressão não afetam a velocidade do som.



12. O Número de Mach Crítico pode também ser aumentado adotando asas enfilechadas. Nessas asas, a componente do vento relativo no sentido perpendicular à asa possui menor velocidade do que o próprio vento relativo, conforme mostra a figura abaixo. Como essa componente é a que sofre aceleração no extradorso, a velocidade de Mach 1 surgiá mais tardeamente numa asa enfilechada.

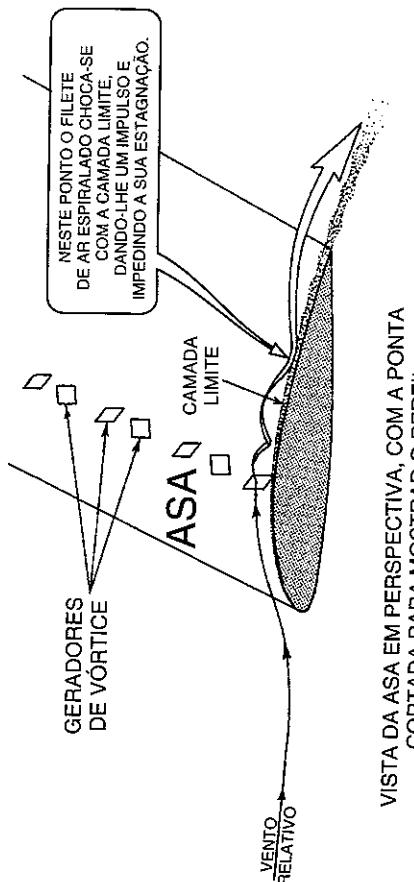


14. **CLASSIFICAÇÃO DOS AVIÕES** — Considerando a velocidade de voo, um avião é classificado como sendo de *baixa velocidade* até 350 kt ou 650 km/h, e de *alta velocidade* acima desse limite (não é convenção universal). Existe ainda um outro critério de classificação:
- Aviões subsônicos** — velocidade abaixo do Número de Mach Crítico.
 - Aviões transsônicos** — velocidade acima do Número de Mach 1.
 - Aviões supersônicos** — velocidade acima de Mach 1.

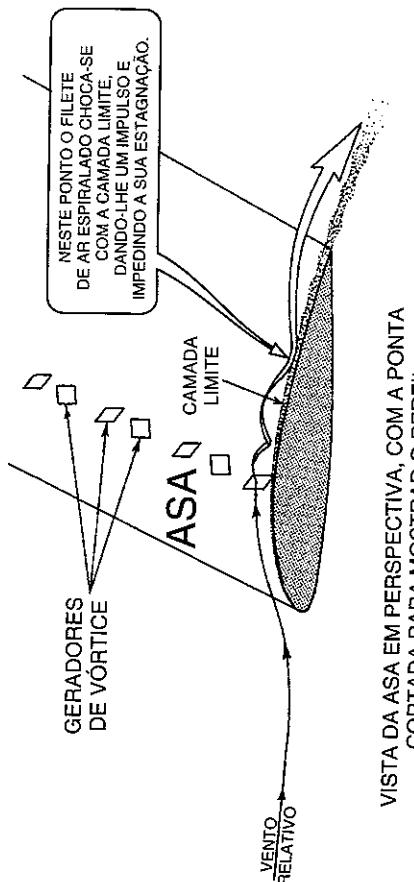
15. **LIMITES DE VELOCIDADE** — Os aviões de alta velocidade devem respeitar dois limites de velocidade: a **VMO** e o **MMO**.
- VMO** — Velocidade Máxima Operacional, que é estabelecida pelo fabricante em função da estrutura do avião. Acima da VMO, o avião pode sofrer danos estruturais.
 - MMO** — Mach Máximo Operacional, que é estabelecido pelo fabricante em função do tipo de operação. Por exemplo, um avião subsônico não pode voar acima do MMO sem que apareçam efeitos das ondas de choque que podem colocar o avião em risco.

16. **ENVELOPE AERODINÂMICO** — É um gráfico semelhante ao da ilustração, que mostra a variação da VMO com a altitude do voo. Neste exemplo, verificamos que:

- Em altitudes abaixo de 25 000 pés, basta ao piloto observar a VMO porque esta será atingida antes do MMO.
- Acima de 25 000 pés, o piloto deve observar o MMO porque este é menor do que a VMO, portanto será o limite a ser atingido antes.
- A 25 000 pés, a VMO é igual ao MMO e serão atingidos ao mesmo tempo. Esta altitude é denominada **ALTITUDE DE TRANSIÇÃO**.

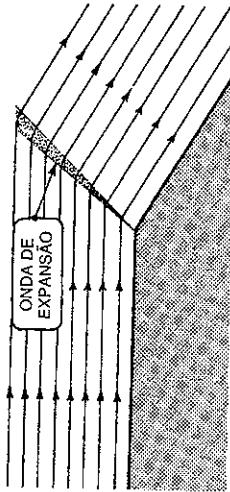


13. O descolamento ou separação da camada limite pode ser evitado através de **Geradores de Vórtice** ("Vortex Generators", em inglês). Esses geradores são lâminas inclinadas que funcionam como se fossem pequenas pontas de asa, criando um turbilhãoamento em espiral. Num determinado ponto, o filete espiralado tocará a camada limite, dando-lhe uma aceleração adicional e evitando que venha a estagnar e descolar. A camada limite tornar-se-á turbulentia, mas não descolará porque possui maior velocidade, ou seja, mais energia.

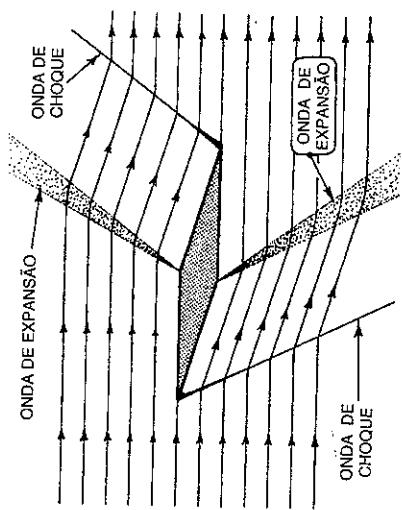


VISTA DA ASA EM PERSPECTIVA, COM A PONTA CORTADA PARA MOSTRAR O PERFIL

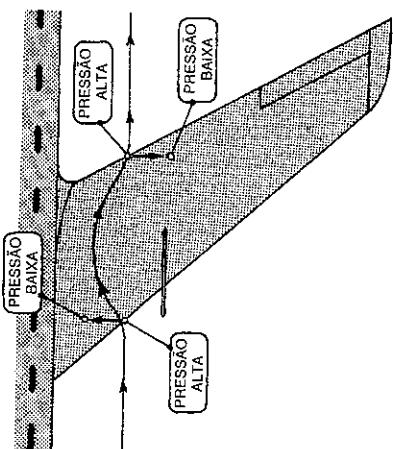
17. ONDA DE EXPANSÃO — É o fenômeno oposto ao da onda de choque. A onda de expansão aparece quando o fluxo de ar em alta velocidade é obrigado a expandir-se. Ao passar através de uma onda de expansão, a pressão e a densidade do ar diminuem e a velocidade aumenta.



18. Num aerofólio supersônico aparecem ondas de expansão e ondas de choque, a exemplo da figura ao lado. Essas ondas criam regiões de alta e baixa pressão, que são aproveitadas para gerar sustentação.

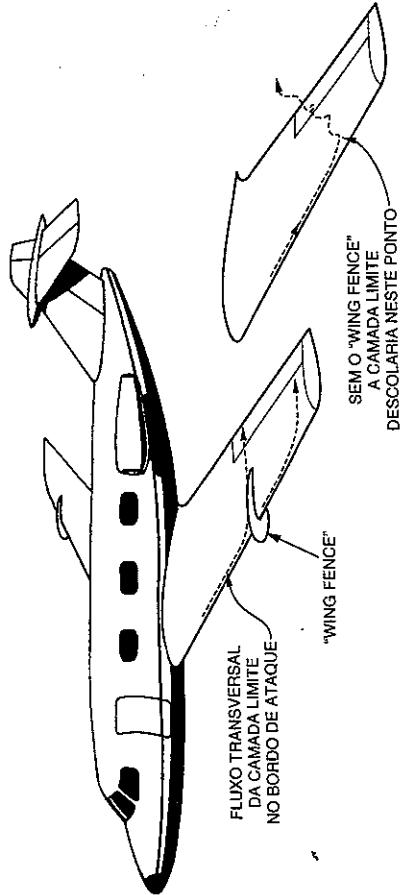


19. FLUXO TRANSVERSAL — Sabemos que a pressão na parte central do extratorso é mais baixa do que no bordo de ataque e no bordo de fuga. Numa asa enfileirada, as seções vizinhas à direita e à esquerda de um ponto qualquer do aerofólio passam a ter pressões diferentes. No bordo de ataque, essas diferenças desviam o fluxo de ar em direção à fuselagem, e no bordo de fuga o desvio ocorre em sentido contrário, como mostrado na figura. Esse fluxo curvilíneo é denominado **fluxo transversal**.

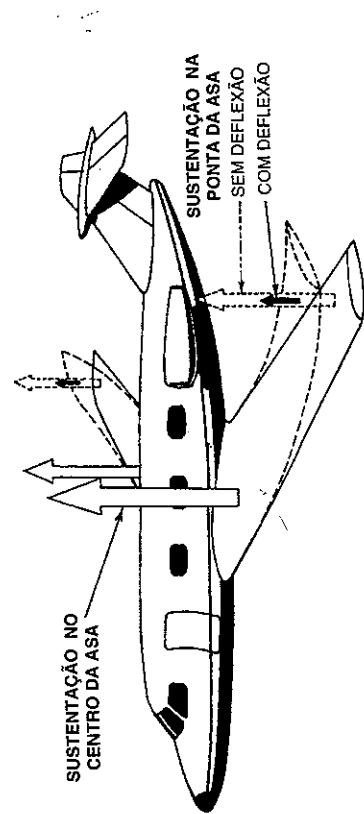


O fluxo descrito ocorre acima da camada limite, onde o ar não sofre a influência da viscosidade, ou seja, do atrito contra a superfície da asa. A camada limite será estudada no item a seguir.

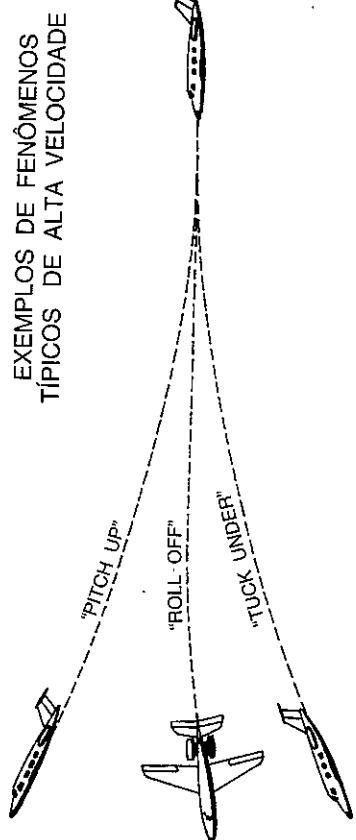
20. FLUXO TRANSVERSAL NA CAMADA LIMITE — Numa asa enfileirada o bordo de ataque é inclinado para trás. Isso cria uma tendência de o ar em contato com a superfície da asa (a camada limite) deslizar em direção às pontas. Devido ao atrito com a superfície da asa, a camada limite perde velocidade, podendo parar e provocar um descolamento, dando início a um estol. O problema é solucionado com as lâminas denominadas "boundary layer fences" (cerca de camada limite) ou simplesmente "wing fences".



21. DEFLEXÃO AEROELÁSTICA DAS PONTAS — Quando uma asa enfileirada produz uma grande sustentação, como numa manobra de alto fator de carga, às suas pontas podem se desfletir e torcer ao mesmo tempo, conforme mostra a ilustração. A esse efeito denominamos **deflexão aeroelástica das pontas** da asa. A torção diminui a sustentação nas pontas, portanto o centro de pressão da asa desloca-se para a frente. No avião, o efeito é o mesmo que deslocar o centro de gravidade para trás, ou seja, a estabilidade longitudinal do avião diminui.

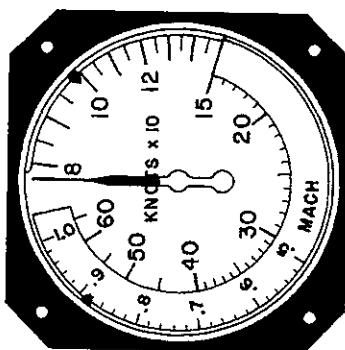


22. FENÔMENOS DO VOO EM ALTA VELOCIDADE — O voo em alta velocidade pode dar origem aos mais variados fenômenos, alguns dos quais ainda hoje continuam em estudo. A figura abaixo mostra três fenômenos típicos e hoje bem conhecidos, que resultam do descolamento em diferentes regiões da asa. Todos eles ocorrem quando o avião atinge um determinado Número de Mach. As causas não serão estudadas aqui, pois fogem às finalidades do curso.



EXEMPLOS DE FENÔMENOS
TÍPICOS DE ALTA VELOCIDADE

23. O comportamento dos aviões voando em alta velocidade varia em função do Número de Mach. Portanto o piloto efetuará o voo a um determinado Número de Mach, observando o MIMO e outros limites (definidos também em Números de Mach), a fim de evitar os problemas de controlabilidade e os diversos fenômenos de alta velocidade. O velocímetro, porém, continuará sendo usado nas baixas velocidades. Muitas vezes as duas funções (velocímetro e Machímetro) estão combinadas num único instrumento, como no exemplo da ilustração.



QUESTIONÁRIO

Todas as questões são de múltipla escolha e somente uma das quatro opções deve ser escolhida. O gabarito de respostas encontra-se nas páginas 124 e 125.

O questionário inclui questões mal formuladas ou mesmo com erros clássicos, e devem ser respondidas buscando a intenção do elaborador.

1. Densidade é:
- A quantidade de matéria por unidade de volume ✓
 - A quantidade de matéria existente num corpo
 - O peso do corpo
 - O peso por unidade de volume do corpo
2. Assinalar a afirmativa errada:
- A temperatura de um fluido é variável
 - A massa de um corpo é invariável
 - O peso de um corpo é invariável
 - O volume ocupado por um gás é variável
3. Um avião sobe num ângulo de 30° . O vento relativo:
- É horizontal
 - Sobe num ângulo de 30°
 - Desce num ângulo de 30° ↗
 - É vertical
4. Um automóvel trafega a 80 km/h. Se o vento soprar no sentido contrário, a 20 km/h, qual será a velocidade do automóvel em relação ao ar?
- 60 km/h
 - 100 km/h
 - 80 km/h
 - Nenhuma das acima
5. Para que um corpo se mantenha em movimento com velocidade constante e em linha reta, é preciso que:
- Exista uma força aplicada sobre ele
 - As forças sobre ele sejam nulas
 - A resultante das forças que atuam sobre ele seja nula ✓
 - Nenhuma das acima
6. Não é considerado como componente normal do ar atmosférico:
- O oxigénio
 - O nitrogénio
 - O vapor d'água ✓
 - Os gases nobres

7. Assinalar a afirmativa errada — a densidade do ar à temperatura de 27 °C e pressão de 1000 hPa diminuirá para a metade do valor inicial nas seguintes condições:
- Temperatura de 54 °C e pressão de 1000 hPa ✓
 - Temperatura de 327 °C e pressão de 1000 hPa
 - Temperatura de 27 °C e pressão de 500 hPa
 - Se a temperatura dobrar e a pressão for a mesma

8. A densidade do ar depende dos seguintes fatores:
- Pressão, gravidade e temperatura
 - Pressão e gravidade
 - Pressão, temperatura e umidade ✓
 - Pressão, temperatura, gravidade e umidade

9. Assinalar a afirmativa errada:
- A densidade é diretamente proporcional à pressão
 - Em cálculos, só podemos usar as escalas termométricas absolutas
 - A densidade varia inversamente com a temperatura
 - O ar úmido é mais denso que o ar seco ✓

10. Assinalar a afirmativa errada:

- Existem dois tipos de escoamento: laminar e turbulento
- Uma corrente marítima se escoa num tubo real ✓
- Num Tubo de Venturi, a pressão estática diminui no estreitamento
- De acordo com a Equação da Continuidade, um fluido se acelera no estreitamento

11. Dentro da atmosfera, um corpo recebe pressão por todos os lados. Essa pressão é classificada como:

- Pressão dinâmica
- Pressão estática ✓
- Pressão de impacto
- Pressão total

12. A pressão dinâmica depende de:

- Peso do fluido e velocidade do escoamento
- Densidade do fluido e velocidade do escoamento ✓
- Força com a qual o ar se choca
- Todas as acima

13. Se a linha de pressão estática estiver entupida, deixará de funcionar:

- O altímetro
- O velocímetro
- Ambos os acima
- O altímetro, o velocímetro e o variômetro ✓

14. O Tubo de Pitot serve para:

- Reducir a pressão interna em determinados instrumentos do avião ✓
- Tomada de pressão para o altímetro e o velocímetro
- Medir a velocidade do ar
- Todas as acima

15. Se um avião subir mantendo a V_f constante, a V_A deverá:

- Aumentar ✓
- Diminuir
- Permanecer constante
- Permanecer constante somente na atmosfera padrão

16. O Teorema de Bernoulli é aplicado na construção do:

- Tubo de Pitot
- Tubo de Venturi ✓
- Velocímetro
- Altimetro

17. A superfície aerodinâmica é aquela que sempre produz:

- Pequena resistência ao avanço ✓
- Grande resistência ao avanço
- Pequena resistência ao avanço e sustentação
- Pequena resistência ao avanço e reações úteis

18. O ângulo formado entre a corda e a trajetória chama-se:

- Ângulo de ataque ✓
- Ângulo de incidência
- Ângulo de trajetória
- Ângulo de altitude

19. A força de sustentação deve-se a:

- Diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso da asa ✓
- Movimento do ar na asa, tornando o avião mais leve que o ar
- Diferença entre a pressão dinâmica e a pressão estática na asa
- Impacto do ar na superfície inferior da asa

20. Assinalar a resposta errada:

- a) Centro de Pressão é o ponto de aplicação da resultante aerodinâmica
 - b) Resultante aerodinâmica é a força resultante de todas as forças aerodinâmicas que agem numa asa
 - c) Numa asa atuam a resultante aerodinâmica, a sustentação e o arrasto
 - d) Sustentação é a componente da resultante aerodinâmica perpendicular à direção do vento relativo
-
21. A resultante aerodinâmica é imaginariamente dividida em duas forças chamadas sustentação e arrasto. É correto afirmar que:
- a) A sustentação é a componente vertical da resultante aerodinâmica
 - b) O arrasto é a componente paralela à direção do vento relativo
 - c) A sustentação não pode ter valores negativos
 - d) O arrasto pode ser positivo, negativo ou nulo
-
22. O C_L torna-se igual a zero quando a asa se encontra no:
- a) Ângulo de estol
 - b) Ângulo crítico
 - c) Ângulo de sustentação nula
 - d) Ângulo de ataque nulo
-
23. Um avião voa com C_L negativo na seguinte situação:
- a) Voo em alta velocidade
 - b) Voo de dorso
 - c) Voo em baixa velocidade
 - d) Nenhum dos acima
-
24. O coeficiente de sustentação torna-se máximo no:
- a) Ângulo de estol nulo
 - b) Ângulo de ataque positivo
 - c) Ângulo de estol
 - d) Ângulo de ataque negativo
-
25. O estol ocorre quando:
- a) A pressão deixa de aumentar no intradorno da asa
 - b) O turbilhonamento no extradorno faz com que a sustentação diminua rapidamente
 - c) A pressão no extradorno torna-se igual à do intradorno
 - d) A velocidade do vento relativo cai a zero, anulando a sustentação

26. O C_L depende somente de:

- a) Ângulo de ataque
- b) Curvatura do perfil
- c) Formato do aerofólio
- d) Todos os acima

27. A força de sustentação depende somente de:

- a) Ângulo de ataque, densidade do ar e velocidade de deslocamento
- b) Coeficiente de sustentação, área da asa e velocidade
- c) Ângulo de ataque, formato do aerofólio, área da asa, densidade do ar e velocidade de deslocamento
- d) Coeficiente de sustentação, densidade do ar, área da asa, pressão, temperatura e velocidade de deslocamento

28. Quando um aerofólio atinge o ângulo de ataque crítico, tem-se as seguintes condições:

- a) C_L máximo e C_D máximo
- b) C_L mínimo e C_D máximo
- c) C_L máximo e C_D mínimo
- d) C_L mínimo e C_D mínimo

NOTA : Não há resposta rigorosamente correta. Indicar a mais aproximada.

29. Uma chapa plana perpendicular à direção do escoamento tem maior resistência ao avanço do que uma forma aerodinâmica de igual área frontal, porque:

- a) O impacto do ar na chapa é maior
- b) O escoamento do ar é mais turbulento atrás da chapa, formando uma sucção
- c) O afilamento na parte anterior corta melhor o ar
- d) Na verdade, a chapa plana possui menor resistência ao avanço

30. Assinalar a resposta errada. A força de arrasto é proporcional a:

- a) Densidade do ar
- b) Velocidade do deslocamento
- c) Área ou superfície do corpo
- d) Coeficiente de arrasto

31. A resistência ao avanço induzida é produzida pelo:

- a) Avanço do perfil
- b) Formato do perfil
- c) Atrito com o ar
- d) Turbilhonamento na ponta da asa

NOTA : Não há resposta rigorosamente correta. Considerar a intenção da questão.

32. Aumentando o alongamento de uma asa, tem-se:
- Mais sustentação e menos arrasto ✓
 - Menos sustentação e mais arrasto
 - Menos sustentação e menos arrasto
 - Mais sustentação e mais arrasto

37. A resistência parasita depende de:

- Densidade e velocidade
- Densidade e área plana equivalente
- Densidade, área plana equivalente e velocidade ✓
- Coefficiente de arrasto, densidade e velocidade ✓

33. Alongamento é a razão entre:

- Envergadura e CMA
- CMA e CMG
- CMG e envergadura
- Envergadura e CMG ✓

NOTA: A interpretação de "CMA" e "CMG" faz parte da questão.

34. Assinale a afirmativa incorreta:

- Área plana equivalente é a área de uma superfície plana perpendicular ao escoamento, cujo arrasto é igual ao arrasto parasita do avião
- Arrasto é a mesma coisa que resistência ao avanço
- Aumentando o alongamento de uma asa, o arrasto parasita diminuirá ✓
- Em baixas velocidades, o turbilhonamento nas pontas das asas é maior

NOTA: Não há resposta correta. Escolher a melhor opção.

35. A resistência parasita (ou arrasto parasita) é causada por:

- Perfil da asa
- Turbilhonamento na ponta da asa
- Todas as partes do avião que não produzem sustentação ✓
- Fuselagem

NOTA: Não há resposta correta. Escolher a melhor opção.

36. O método usado para calcular o arrasto parasita do avião consiste em:

- Calcular a área frontal e multiplicar pelo coeficiente de arrasto
- Comparar a sua resistência ao avanço com a de uma placa plana perpendicular à direção do escoamento ✓
- Comparar a sua resistência ao avanço com a de uma superfície aerodinâmica
- Nenhum dos acima

38. O flap é um dispositivo hipersustentador que aumenta o C_L e também:

- Aumenta o ângulo crítico do aerofólio
- Serve como freio aerodinâmico ✓
- Não altera o ângulo crítico
- Não modifica a curvatura do perfil

39. Quando fazemos uso do flap, estamos efetivamente alterando:

- A linha de curvatura média
 - O ângulo de incidência
 - O ângulo de ataque ✓
 - Todos os acima ✓
40. Para pousar com menor velocidade, é preciso reduzir a velocidade de estol. Isso pode ser conseguido com o aumento de:
- Coefficiente de sustentação da asa
 - Ângulo de ataque crítico
 - Área da asa
 - Todos os acima ✓

41. Os slots e os slats têm a seguinte característica:

- Não mudam a curvatura do perfil
- Aumentam o ângulo crítico
- Não mudam a área da asa
- Todos os acima ✓

42. Os três eixos imaginários do avião cruzam-se num ponto chamado:

- CG ✓
- CP
- Centro aerodinâmico
- Nenhum dos acima

43. Os movimentos em torno do eixo transversal são denominados:

- Afagam
- Cabrar e picar
- Tangagem
- Todos os anteriores ✓

44. Os movimentos do avião em torno do eixo longitudinal chamam-se:

- a) Rolamento
- b) Bancagem
- c) Inclinação lateral
- d) Todos os acima ✓

45. As superfícies de comando funcionam com base em:

- a) Ação e reação
- b) Variação do ângulo de ataque ✓
- c) Impacto da ar na superfície de comando
- d) Nenhuma das acima

46. As pequenas superfícies geralmente colocadas nos bordos de fuga das superfícies de comando são os compensadores, que servem para:

- a) Corrigir tendências de voo do avião
- b) Compensar o avião após mudança da altitude de voo
- c) Reduzir os esforços de comando dos pilotos
- d) Todos os acima ✓

47. Guinada adversa é a tendência do avião de:

- a) Baixar o nariz quando o motor é cortado
- b) Baixar a asa no mesmo lado em que o pedal é pressionado
- c) Desviar o nariz no sentido contrário ao comandado pelos ailerons ✓
- d) Levantar a asa do mesmo lado em que derrapar

48. Assinalar a afirmativa errada:

- a) Existem superfícies de comando sem planos fixos
- b) O leme de direção comanda os movimentos de guinada
- c) Os compensadores automáticos diminuem os esforços do piloto
- d) Os ailerons diferenciais movimentam-se mais para baixo do que para cima ✓

49. A guinada adversa pode ser evitada através de:

- a) Ailerons diferenciais
- b) Ailerons tipo "rise"
- c) Uso do leme de direção pelo piloto
- d) Todos os acima ✓

50. Potência efetiva de um motor é a potência:

- a) Total do motor
- b) No eixo de manivelas
- c) Medida no eixo da hélice ✓
- d) Nenhuma das acima

51. A potência efetiva transformada pela hélice em potência de tração é a:

- a) Potência útil ✓
- b) Potência nominal
- c) Potência tratora
- d) Potência disponível

52. O passo de uma hélice é:

- a) A distância que ela avança em cada volta ✓
- b) A distância teórica que ela deveria avançar em cada volta
- c) O ângulo de torção das pás
- d) A diferença entre as distâncias teórica e real percorridas em cada volta

53. Uma hélice de passo fixo tem bom rendimento:

- a) Em todas as condições de voo
- b) Numa determinada velocidade de rotação do motor
- c) Numa determinada velocidade de voo do avião
- d) Numa determinada RPM e velocidade de voo para a qual a hélice foi construída ✓

54. As hélices de "velocidade constante" têm bom rendimento:

- a) Em todas as condições de voo ✓
- b) Nas condições para as quais foi ajustada
- c) Em todas as RPM do motor, desde que a velocidade seja constante
- d) Em todas as velocidades de voo, desde que a RPM seja ajustada adequadamente

55. Assinalar a afirmativa incorreta. Num voo horizontal:

- a) É possível variar a velocidade de voo sem mudar o ângulo de ataque
- b) Acima do ângulo crítico, é preciso variar grandemente a potência para pequenas variações de velocidade
- c) A potência fornecida pelo grupo motopropulsor varia com a velocidade do avião
- d) A velocidade mínima é maior do que a velocidade de estol ✓

56. A velocidade de estol é a velocidade:

- a) Mínima para o voo horizontal ✓
- b) Na qual o avião entra em estol
- c) Mínima na qual é possível manter velocidade constante
- d) Mínima para voo horizontal a velocidade constante

57. Se o piloto aumentar gradualmente o ângulo de ataque durante um voo horizontal, a velocidade do avião deverá:

- a) Aumentar, até atingir a velocidade máxima
- b) Diminuir, até atingir a velocidade de estol
- c) Diminuir e estabilizar na velocidade de estol
- d) Diminuir até a velocidade de estol e depois voltar a aumentar ✓

58. Um avião pode manter voo reto horizontal com velocidade inferior à de estol, desde que:

- a) Tenha potência disponível suficiente
- b) Tenha potência efetiva suficiente
- c) A velocidade mínima do avião seja inferior à de estol
- d) Nenhuma das acima ✓

59. A potência necessária para deslocar um avião:

- a) Varia com a velocidade do voo
- b) Aumenta com a velocidade do avião
- c) Não depende da velocidade do avião
- d) Nenhuma das acima

60. O ponto mais elevado da curva de potência útil é a velocidade para a qual:

- a) O avião foi projetado
- b) A hélice foi projetada
- c) O motor foi projetado
- d) O avião deve voar em cruzeiro

NOTA: Responder atendendo à intenção da questão.

61. Para controlar o voo, o piloto baseia-se principalmente em

- a) Ângulo de ataque
- b) Velocidade ✓
- c) Altitude
- d) Altitude do avião

62. A velocidade mínima é a menor velocidade possível para manter um voo:

- a) Horizontal
- b) De cruzeiro
- c) Horizontal sob controle
- d) Horizontal a velocidade constante

63. A velocidade com a qual se pode voar a maior distância possível é a velocidade de:

- a) Máxima autonomia
- b) Regime
- c) Cruzeiro
- d) Máximo alcance ✓

64. A densidade do ar diminui com a altitude. Isso faz com que a velocidade do avião em voo horizontal:

- a) Diminua
- b) Aumente
- c) Permaneça constante
- d) Nenhuma das anteriores

65. Qual das velocidades abaixo depende da potência do motor do avião?

- a) Velocidade máxima ✓
- b) Velocidade de estol
- c) Velocidade de máxima autonomia
- d) Todas as acima

66. A potência necessária para deslocar um avião aumenta com a redução de:

- a) Carga aérea
- b) Peso
- c) Altitude
- d) Densidade ✓

67. A velocidade de estol aumenta com os seguintes fatores:

- a) Peso, área da asa, densidade e altitude
- b) Peso e altitude ✓
- c) Peso e área da asa
- d) Área da asa e densidade

68. Com um aumento de altitude, a velocidade máxima deverá:

- a) Aumentar
- b) Diminuir ✓
- c) Permanecer constante
- d) Nenhuma das acima

69. A velocidade máxima diminui com o aumento dos seguintes fatores:

- a) Densidade, altitude, peso e área da asa
- b) Altitude, peso e área da asa
- c) Densidade, peso e área da asa ✓
- d) Área da asa e densidade

70. O ângulo de planeio é o ângulo formado entre:

- a) O eixo longitudinal e a linha do horizonte
- b) A linha da corda e a direção do vento relativo ✓
- c) A trajetória do avião em planeio e a linha do horizonte ✓
- d) Nenhum dos acima

71. Um avião monomotor com o motor em pane deverá descer planando com:

- a) O menor ângulo de planeio possível ✓
- b) A menor velocidade de planeio possível
- c) A velocidade de estol
- d) Não há velocidade especificada para motor em pane

72. Entre outros fatores, a velocidade final depende:

- a) Da estrutura do avião
- b) Do peso do avião ✓
- c) Das normas do fabricante
- d) Todas as anteriores

73. A velocidade limite é a velocidade máxima:

- a) Para a qual o avião foi construído ✓
- b) Possível em mergulho vertical
- c) Em voo horizontal, à potência máxima
- d) Permitida sem perda de controle do avião

74. Num voo planado, o peso do avião não afeta:

- a) A distância e o ângulo de planeio ✓
- b) A razão de descida
- c) A velocidade de planeio
- d) Todas as acima

75. O vento de proa tem a seguinte influência no voo planado:

- a) Aumenta a razão de descida e não altera o ângulo de descida
- b) Diminui a razão de descida e aumenta o ângulo de descida
- c) Diminui o ângulo e a razão de descida
- d) Aumenta o ângulo de descida ✓

76. A máxima distância em voo planado pode ser atingida com vento:

- a) De proa
- b) De través
- c) De cauda ✓
- d) Sem vento

77. Aumentando a altitude, o avião passa a ter maior velocidade de planeio e também:

- a) Maior ângulo de planeio ✓
- b) Mesmo ângulo de planeio
- c) Mesma razão de descida
- d) Nenhuma das acima

78. Dois aviões iguais carregados com pesos diferentes, iniciam um voo planado. O mais pesado está mais alto. Qual deles percorrerá maior distância até chegar ao solo ?

- a) O mais pesado ✓
- b) O mais leve
- c) As distâncias serão as mesmas
- d) Faltam dados para concluir

79. Abaixo do teto absoluto, qual das velocidades é maior: a velocidade de máximo ângulo de subida, ou a de máxima razão de subida ?

- a) A velocidade de máximo ângulo de subida ✓
- b) A velocidade de máxima razão de subida ✓
- c) Ambas as velocidades serão iguais
- d) Todas as acima são possíveis

80. Assinale a afirmativa incorreta:

- a) Após a decolagem, é recomendado subir com a maior razão de subida possível ✓
- b) Aumentando a área da asa, o ângulo de subida aumentará
- c) Num voo em subida, a sustentação é menor do que o peso do avião
- d) No teto absoluto, todas as velocidades como a de estol, a de máxima autonomia, a mínima, etc, são iguais

81. No teto prático a R/S máxima é igual a:

- a) Zero
- b) 100 ft/min ✓
- c) 0,51 ft/s
- d) Não há valor especificado

82. O teto prático e o teto absoluto são altitudes:

- a) De pressão
- b) De densidade ✓
- c) Veradeiras
- d) Nenhuma das acima

83. A razão de subida diminui com o aumento de:

- a) Altitude
- b) Peso do avião
- c) Área da asa
- d) Todos os acima ✓

84. Para manter um voo em curva sem variar a altitude, é necessário:

- a) Tornar a sustentação maior do que o peso do avião ✓
- b) Manter a mesma potência do voo nivelado
- c) Manter a mesma sustentação, porém aumentar a potência
- d) Apenas inclinar as asas a fim de produzir a força centrípeta

85. A força centrífuga é:

- a) Diretamente proporcional ao peso do avião
- b) Diretamente proporcional ao raio da curva ✓
- c) Inversamente proporcional à velocidade do avião
- d) Nenhuma das acima

NOTA : A "força centrífuga" constitui um erro conceitual. Responder atendendo à intenção da questão.

86. Assinalar a afirmativa incorreta:

- a) É impossível fazer curvas inclinadas de 90° sem perder altura
- b) Aumentando a potência máxima do motor, o raio limite diminui
- c) Aumentando a altitude, o raio limite aumenta
- d) Quanto mais pesado o avião, maior deve ser a inclinação das asas numa curva ✓

87. Se a força centrífuga for maior do que a força centrípeta:

- a) O avião derrapará ✓
- b) O raio da curva aumentará
- c) Ambas as anteriores
- d) Impossível concluir

Apesar do grave erro conceitual, responder de acordo com a intenção da questão.

88. O raio limite de um avião depende de:

- a) Potência disponível
- b) Altitude
- c) Ambas as anteriores ✓
- d) Impossível concluir

89. Ao fazer uma curva, é necessário tomar o cuidado de:

- a) Observar o velocímetro, pois a velocidade de estol em curva é maior do que em voo horizontal
- b) Não inclinar demasiadamente as asas, a fim de evitar uma glissada
- c) Evitar derrapagem, que pode ocorrer quando a inclinação das asas é insuficiente
- d) Todas as acima ✓

90. O fator de carga é definido como sendo a razão entre:

- a) O peso do avião e a área da asa
- b) A sustentação e o peso ✓
- c) A sustentação e o arrasto
- d) O peso e a carga útil

91. O fator de carga produzido no início de uma picada é:

- a) Positivo ✓
- b) Negativo ✓
- c) Nulo
- d) Qualquer dos anteriores

92. O fator de carga produzido numa cabrada é:

- a) Positivo ✓
- b) Negativo
- c) Nulo
- d) Qualquer dos anteriores

93. Fatores de carga elevados podem surgir através de:

- a) Cabradas
- b) Rajadas de vento
- c) Voo em curva
- d) Todas as anteriores ✓

94. Para reduzir fatores de carga elevados que podem surgir durante um voo em área turbulenta, é necessário:

- a) Reduzir a velocidade
- b) Aumentar a velocidade
- c) Reduzir a potência ✓
- d) Nenhuma das acima

95. O estol de velocidade ocorre quando:

- a) O ângulo de ataque é bruscamente aumentado em alta velocidade ✓
- b) O avião está voando horizontalmente acima da velocidade máxima permitida
- c) O avião ultrapassa a velocidade limite
- d) Nenhuma das acima

96. Assinalar a afirmativa incorreta:

- a) Quanto maior a aceleração numa decolagem, mais longa deverá ser a pista
- b) Uma pista de asfalto produz menos atrito do que uma pista de grama
- c) A tração durante uma decolagem diminui à medida que a velocidade do avião aumenta ✓
- d) A pilonagem é um acidente típico de aviões com trem de pouso convencional

97. Os aviões com trem de pouso convencional devem decolar com a cauda levantada, a fim de:

- a) Reduzir o arrasto durante a decolagem ✓
- b) Evitar que o avião decole com velocidade muito baixa
- c) Aumentar a aceleração, encurtando a distância de decolagem
- d) Todas as acima

98. Um avião deve decolar com velocidade:

- a) Igual à de estol
- b) De 120% a 130% da velocidade de estol ✓
- c) Igual à de cruzeiro
- d) Impossível determinar, pois depende do avião

99. Variações nos parâmetros da atmosfera provocam variações de densidade. Daí podemos concluir que as melhores condições para decolar são:

- a) Pressão alta, temperatura alta e ar úmido
- b) Pressão baixa, temperatura alta e ar seco
- c) Pressão alta, temperatura baixa e ar seco ✓
- d) Pressão alta, temperatura baixa e ar úmido

100. O cavalo de pau é um acidente característico de aviões com trem do tipo:

- a) Triciclo
- b) Convencional ✓
- c) Ambos
- d) Não depende do trem, mas do tipo de pista

103. Se o piloto iniciar um mergulho e depois soltar o manche, um avião estável deverá:

- a) Levantar o nariz ✓
- b) Baixar o nariz
- c) Continuar o mergulho
- d) Nenhumas das acima

104. Se a cauda de um avião estaticamente estável for abaixada repentinamente em voo por uma rajada de vento, qual será a sua reação natural?

- a) Baixar mais ainda a cauda
- b) Levantar a cauda ✓
- c) Manter a mesma posição em que ficou
- d) Qualquer das acima

105. Para ser longitudinalmente estável, é preciso que o avião possua:

- a) Estabilizador
- b) CG à frente do CP ✓
- c) Ambos os anteriores
- d) Nariz curto e cauda longa

NOTA: Responder atendendo à Intenção da questão.

106. Para aumentar a velocidade de um avião estável é preciso:

- a) Aumentar a potência ✓
- b) Empurrar o manche à frente
- c) Ambas as acima
- d) Aumentar a potência e cabrar

107. Assinalar a afirmativa incorreta. Um avião pode ser:

- a) Estaticamente estável e dinamicamente instável
- b) Estaticamente estável e dinamicamente instável
- c) Estaticamente instável e dinamicamente instável
- d) Estaticamente indiferente ✓

108. Diedro é o ângulo formado entre:

- a) O eixo lateral e o bordo de ataque
- b) O eixo lateral e o plano das asas
- c) O eixo longitudinal e o plano das asas ✓
- d) O eixo longitudinal e o bordo de ataque

109. Enfilechamento é o ângulo formado entre:

- a) O eixo lateral e o bordo de ataque ✓
- b) O eixo lateral e o plano das asas
- c) O eixo longitudinal e o plano das asas
- d) O eixo longitudinal e o bordo de ataque

102. Uma asa com perfil assimétrico possui equilíbrio estático do tipo:

- a) Estável ✓
- b) Instável ✓
- c) Indiferente
- d) Qualquer dos acima

110. Quando a área lateral acima do CG é maior do que a área lateral abaixo do CG, o avião tende a possuir equilíbrio lateral:

- a) Estável
 - b) Instável
 - c) Indiferente
 - d) Qualquer dos acima
- 111.** O efeito de fuselagem influí na estabilidade:
- a) Lateral
 - b) Direcional
 - c) Longitudinal
 - d) Lateral e direcional

112. Assinale a afirmativa incorreta:

- a) A estabilidade longitudinal é mais importante do que a estabilidade lateral
- b) Um avião de asa alta deve ter obrigatoriamente diedro positivo
- c) O efeito de quilha produz estabilidade lateral e direcional
- d) Um avião com diedro negativo pode ser lateralmente estável

113. Os seguintes recursos podem ser usados para criar estabilidade direcional:

- a) Enfilechamento e efeito de quilha
- b) Efeito de quilha e diedro
- c) Diedro e enfilechamento
- d) Todos os acima

114. Quando a área lateral à frente do CG é maior do que a área atrás do CG, o avião tende a possuir equilíbrio direcional do tipo:

- a) Estável
- b) Instável
- c) Indiferente
- d) Qualquer dos acima

115. O parafuso é uma manobra:

- a) Comandada
- b) Acidental
- c) Comandada ou acidental
- d) Nenhuma das acima

116. Assinale a afirmativa incorreta. Os parafusos podem ocorrer nas seguintes situações:

- a) No pré-estol, devido à diferença de incidência entre as asas esquerda e direita
- b) Em curvas de grande inclinação, quando o piloto permite ao avião entrar em estol
- c) Pelo uso de ailerons próximo ao ângulo crítico
- d) Peso uso de ailerons ou leme em alta velocidade

117. Para evitar a ocorrência de um estol e subsequente parafuso durante uma curva, o piloto deve:

- a) Executar uma curva bem coordenada
- b) Manter suficiente margem de velocidade
- c) Não cabrar durante a curva
- d) Usar o leme em vez dos ailerons

118. Os aviões que entram em parafuso chato são geralmente:

- a) Aviões de cauda pesada
- b) Aviões de nariz pesado
- c) Aviões de cauda longa
- d) Nenhum dos acima

119. Assinale a afirmativa incorreta:

- a) Para recuperar o avião de um parafuso chato, é preciso usar adequadamente os comandos de voo
- b) Para evitar o estol nas pontas das asas, alguns aviões têm essas pontas "torcidas", com menor incidência
- c) As perdas nas pontas das asas fazem os ailerons perderem eficiência prematuramente
- d) Os slots colocados próximos às pontas das asas evitam o estol prematuro nessas partes das asas

120. O parafuso chato inicia-se:

- a) Sempre accidentalmente
- b) Quando comandado pelo piloto
- c) Acidentalmente ou comandado pelo piloto
- d) Nenhum dos acima

QUESTÕES DE TEORIA DE VOO DE ALTA VELOCIDADE

- 121.** A onda de choque é:
- Um acúmulo de ondas de pressão
 - Uma região de alta pressão e baixa densidade
 - Uma onda que resulta do choque de partículas de ar
 - Uma superfície côncava que avança com o avião
- 122.** A onda de proa forma-se acima de:
- M_{crit}
 - M_{VMO}
 - Mach 1
 - Nenhuma das acima
- 123.** Para um avião voando acima de Mach 1 numa determinada altitude, podemos afirmar que o ângulo de Mach:
- Aumenta com a velocidade
 - Diminui com a velocidade
 - Não está relacionado com a velocidade
 - Não existe ângulo de Mach acima de Mach 1
- 124.** O Número de Mach é uma relação entre:
- Velocidade do som e TAS
 - TAS e a velocidade do som no nível do mar
 - TAS e a velocidade do som no nível de voo do avião
 - CAS e a velocidade do som no nível do voo
- 125.** Na atmosfera, a velocidade do som varia com:
- Pressão
 - Densidade
 - Temperatura
 - Todas as acima
- 126.** A velocidade do som:
- Diminui com a altitude
 - Aumenta com a temperatura
 - Depende da temperatura e da altitude
 - Varia com a pressão atmosférica
- 127.** Mantendo a TAS constante, um aumento de temperatura provocará:
- Aumento do Número de Mach
 - Redução do Número de Mach
 - Nenhuma variação no número de Mach
 - Todas as acima são possíveis
- 128.** Mantendo o Número de Mach constante e diminuindo a temperatura, a TAS deverá:
- Aumentar
 - Diminuir
 - As acima são possíveis, dependendo da altitude
 - Permanecer constante, pois não depende da temperatura
- 129.** Normalmente a onda de choque aparece pela primeira vez no avião em um ponto:
- Próximo à fuselagem
 - Próximo à ponta da asa
 - Sobre a CMA
 - Sobre a CMG
- 130.** Mach crítico é o Número de Mach:
- Máximo possível para o avião
 - Em que se inicia o turbilhamento no extradorso da asa
 - No qual o vento relativo atinge o valor $M=1$ num ponto da asa
 - No qual a asa atinge a velocidade de Mach 1
- 131.** Quando existe a onda de choque num avião?
- Antes do M_{crit}
 - Depois do M_{crit}
 - Exatamente no M_{crit}
 - Nenhuma das respostas acima
- 132.** O descolamento da camada limite é verificado:
- À frente da onda de choque
 - Atrás da onda de choque
 - Na onda de choque
 - Nenhuma das acima
- 133.** Para aumentar o Número de Mach crítico, podemos:
- Aumentar a curvatura da asa
 - Diminuir o enfilechamento da asa
 - Diminuir a curvatura da asa
 - Nenhuma das acima

134. Uma das funções dos perfis laminares é:

- a) Aumentar o Número de Mach crítico
- b) Melhorar a estabilidade longitudinal
- c) Reduzir o arrasto nos grandes ângulos de ataque
- d) Nenhuma das acima

135. Um dos recursos utilizados para o controle da camada limite é o:

- a) "Wing Fence"
- b) Gerador de vórtice
- c) Slots
- d) Spoilers

Sugestão: Ver também a questão 139.

136. O limite máximo de velocidade para um avião transônico é o:

- a) Mach crítico
- b) Mach 1
- c) V_{NE}
- d) V_S

137. Uma onda de expansão é:

- a) Uma região onde ocorre aumento de densidade
- b) Uma região onde ocorre redução de densidade
- c) Uma região onde a onda de choque se expande
- d) Nenhuma das acima

138. O fluxo transversal ocorre:

- a) Em direção à fuselagem no bordo de ataque e em direção à ponta da asa no bordo de fuga
- b) O contrário da afirmação acima
- c) Somente em direção à fuselagem
- d) Somente em direção às pontas das asas

NOTA : Responder admitindo que a questão se refere ao *fluxo transversal das camadas superiores do escoamento, acima da camada limite*.

139. Para conter o fluxo transversal, pode-se utilizar:

- a) "Wing Fence"
- b) Gerador de vórtice
- c) Slots
- d) Spoilers

140. Uma asa enfilechada produz uma modificação na condição de equilíbrio longitudinal do avião, devido ao deslocamento:

- a) Do CG para trás
- b) Do CP para a frente
- c) Do CG para a frente
- d) Do CP para a frente

RESPOSTAS

- a) Aumentar o Número de Mach crítico
- b) Melhorar a estabilidade longitudinal
- c) Reduzir o arrasto nos grandes ângulos de ataque
- d) Nenhuma das acima

As soluções dos testes estão apresentadas nas páginas seguintes, juntamente com os números das páginas e itens relacionados com a respostas corretas.

NÚMERO DA QUESTÃO	RESPOSTA CORRETA	PÁGINA E ITEM DE REFERÊNCIA
1 - a	p16	i10
2 - b	p17	i11
3 - a	p21	i2
4 - b	p22	i2
5 - c	p23	i7
6 - c	p24	i9
7 - a	p25	i11a
8 - c	p26	i9
9 - d	p27	i11b
10 - b	p28	i17
11 - b	p29	i20
12 - b	p30	i2
13 - d	p30	i2
14 - b	p30	i1
15 - a	p31	i3
16 - b	p31	i3
17 - a	p31	i4
18 - a	p32	i2
19 - a	p32	i1
20 - c	p32	i3
21 - b	p33	i1
22 - c	p33	i2
23 - b	p33	i3
24 - c	p34	i9
25 - b	p34	i9
26 - d	p35	i3
27 - c	p35	i9
28 - c	p36	i9

NÚMERO DA QUESTÃO	RESPOSTA CORRETA	PÁGINA E ITEM DE REFERÊNCIA
1 - a	p61	i8b
2 - c	p62	i9
3 - c	p62	i10
4 - b	p61	i8
5 - c	p63	i12
6 - c	p64	i2
7 - a	p65	i3
8 - c	p65	i3
9 - d	p66	i6
10 - b	p67	i8
11 - b	p68	i1
12 - b	p68	i11
13 - d	p69	i6
14 - b	p70	i11
15 - a	p72	i1
16 - b	p73	i3
17 - a	p73	i2
18 - a	p74	i8
19 - a	p75	i9
20 - c	p76	i12
21 - b	p77	i4
22 - c	p78	i4
23 - b	p79	i5
24 - c	p80	i8
25 - b	p81	i2
26 - d	p82	i4
27 - c	p83	i13
28 - c	p84	i2

NÚMERO DA QUESTÃO	RESPOSTA CORRETA	PÁGINA E ITEM DE REFERÊNCIA
1 - a	p90	i4
2 - c	p91	i5
3 - c	p91	i6
4 - b	p91	i7
5 - c	p91	i7
6 - c	p92	i8
7 - a	p92	i7
8 - c	p92	i8
9 - d	p93	i10
10 - b	p93	i11
11 - b	p93	i11
12 - b	p94	i13
13 - d	p95	i14
14 - b	p95	i14
15 - a	p96	i17
16 - b	p96	i17
17 - a	p97	i20
18 - a	p97	i21

PUBLICAÇÕES AERONÁUTICAS DA EDITORA ASA

- AÉRODINÂMICA DE ALTA VELOCIDADE – PLA – Newton Soler Saintive
AÉRODINÂMICA E TEORIA DE VOO – Noções Básicas – PP – Jorge M. Homa
AERONAVES E MOTORES – Conhecimentos Técnicos – PP – Jorge M. Homa
AVIATION ENGLISH COURSE (c/CD audio) – Demostene Marinotto
CIV – CADERNETA INDIVIDUAL DE VOO – AVIÃO
CIV – CADERNETA INDIVIDUAL DE VOO – HELICÓPTERO
CIV – CADERNETA INDIVIDUAL DE VOO – PLANADOR
COMISSÁRIO DE VOO – 600 QUESTÕES – Adalberto Mohai Szabó Júnior
EXERCÍCIOS DE TEORIA DE VOO – Newton Soler Saintive
HELICÓPTERO – Conhecimentos Técnicos – PPH/PCH/Mecânicos – Paulo Rodrigues
MANUAL DE VOO A VELA – Jorge R. Neumann
MECÂNICOS DE MANUTENÇÃO DE AERONAVES – 600 QUESTÕES – Adalberto M. S. Jr
MEDICINA AERONÁUTICA – UIRATEONTEON – Dr. José Eduardo Helfenstein
METEOROLOGIA – PP/PC – João Baptista Sonnemaker
METEOROLOGIA AERONÁUTICA – 700 TESTES – VOL I – PP – Ronaldo Gomes Brandão
METEOROLOGIA AERONÁUTICA – 800 TESTES – VOL II – PC/IFR-PLA – Ronaldo G. Brandão
MODERNO VÔO DE DISTÂNCIA EM PLANADORES – J. Widmer
NOVA SÍNTSE DA NAVEGAÇÃO AÉREA – 1^a Parte – PP – Manoel Agostinho Monteiro
NOVA SÍNTSE DA NAVEGAÇÃO AÉREA – 2^a Parte – PC – Manoel Agostinho Monteiro
O VOO A VELA – João Alexandre Widmer
PERFORMANCE DE AVIÕES A JATO, PESO E BALANÇ. – PC/PLA – Newton Soler Saintive
REGULAMENTOS DE TRÁFEGO AÉREO – Voo Instrumentos – PC/IFR – Plínio Lima Junior
REGULAMENTOS DE TRÁFEGO AÉREO – Voo Visual – PP/PC – Plínio de O. Lima Júnior
REGULAMENTOS DE TRÁFEGO AÉREO – 1 500 Questões – PP/PC/IFR – Plínio Júnior
ROTEIROS DE NAVEGAÇÃO AÉREA – Vol. I – PP – Manoel Agostinho Monteiro
ROTEIROS DE NAVEGAÇÃO AÉREA – Vol. II – PC – Manoel Agostinho Monteiro
TEORIA DE VOO – Introdução à Aerodinâmica – PP/PC – Newton Soler Saintive

OUTROS TÍTULOS

- ANJOS EM ALERTA – Alonir P. Gonçalves (Romance aeronáutico)
COLHEITA NO TEMPO – Celso Fonseca Júnior (Poesias)
LABAREDA DO CORAÇÃO – Agnesi Frascollini (Memórias e reflexões)
FRAGMENTOS DO CORAÇÃO – Agnesi Frascollini (Romance aeronáutico)
MEMÓRIAS DE DECIDIR – Fatos e Reminiscências – Alcebíades B. Calhao (Memórias)
OMISTÉRIO DO 707 – Oswaldo Profeta (Romance histórico)
PORTA DE HANGAR – Crônicas da aviação – Celso Fonseca Júnior (Crônicas)
VOO POÉTICO – Célio de Abreu (Poesias)
WELCOME ABOARD – Bem vindo a bordo – Leon Romero (Contos)
LIVRO DE VIAGEM – ASA
PELA ESTRADA – Guia de viagem p/América do Sul – Ricardo C. Abbamonte
ÁGUA, ÁGUA!!! Principais Regras de Regata a Vela – Trigve Bernhardsen e outros
NA MEDIDA CERTA – Lise Aron

ASA – Edições e Artes Gráficas Ltda.
Rua Estevão Bário, 217 – CEP 04624-000 – São Paulo – SP – Brasil
Tel./Fax: (11) 5542-2321/5542-3846
www.asaventura.com.br
e-mail: editora-asa@asaventura.com.br



ISBN 978-85-86262-46-3

ASA - EDIÇÕES E ARTES GRÁFICAS LTDA

São Paulo - SP

