

Teoria do voo do Avião



2016

ÍNDICE

- 1- Básico de Física, 1
 - 1.1 Grandezas escalares e vetoriais. Caracterização e operações com vetores, 1
 - 1.1.1 Operações com vetores no plano, 1
 - 1.2 Cinemática, 4
 - 1.2.1 Posição e deslocamento em uma dimensão, 8
 - 1.2.2 Velocidade e aceleração – Conceitos. Unidades de medidas, 09
 - 1.2.2.1 Velocidade escalar (em uma dimensão), 10
 - 1.2.2.2 Velocidade vetorial (em duas dimensões), 13
 - 1.2.2.3 Aceleração (em duas dimensões), 16
 - 1.2.3 Movimentos retilíneos, 18
 - 1.2.4 Casos especiais de movimentos combinados, 20
 - 1.2.4.1 Lançamento horizontal, 20
 - 1.2.4.2 Lançamento oblíquo, 21
 - 1.2.4.3 Movimentos circulares abertos (curvas) e movimentos rotacionais em duas dimensões, 23
 - 1.2.4.4. Movimento circular e uniforme (MCU), 26
 - 1.2.4.5 Movimento circular uniformemente variado (MCUV), 26
 - 1.3 Forças - representação vetorial. Unidades de medida, 27
 - 1.3.1 Segunda Lei de Newton – Massa inercial e densidade. Centro de massa, 27
 - 1.3.2 Gravidade – Peso de um corpo. Peso específico. Centro de gravidade de um corpo, 28
 - 1.3.2.1 Força peso (W - weight), 29
 - 1.3.3 Terceira Lei de Newton – princípio da ação e da reação. Resultante. Deformações, 30
 - 1.3.4 Forças resistentes: resistência do ar e atrito, 32
 - 1.3.5 Momento de uma força rotacional (torque), 33
 - 1.3.6 Primeira Lei de Newton – Princípio da inércia, 33
 - 1.4 Energia, trabalho e potência – Conceituação. Unidades de medidas, 34
 - 1.4.1 Energia potencial (U), 34
 - 1.4.2 Energia cinética (K), 35
 - 1.4.3 Conservação da Energia Mecânica, 35
 - 1.4.4 Trabalho (τ - letra grega tau), 35
 - 1.4.5 Dissipação, 35
 - 1.4.6 Rendimento (η - letra grega eta), 35
 - 1.4.7 Potência (P – power), 35
 - 1.5 Propriedades do ar que afetam o voo: Temperatura, densidade e pressão, 36
 - 1.5.1 Temperatura – Conceituação. Medição de temperatura. Termômetros. Escalas de medidas: Celsius, Kelvin e Fahrenheit, 36
 - 1.5.2 Densidade atmosférica, 38
 - 1.5.2.1 Comportamento térmico dos gases – Leis de Charles e de Boyle. Tipos de transformações, 38
 - 1.5.3 Pressão atmosférica, 40
 - 2 Aerodinâmica , 43
 - 2.1 Conceituação. Caracterização como ciência. Princípios básicos, 43
 - 2.1.2 Teorema de Bernoulli: princípio da conservação da energia, 43
 - 2.1.3 Teorema de Bernoulli aplicado ao Tubo de Venturi, 43
 - 2.1.4 Velocímetro – Princípio do Tubo de Pitot. Velocidade indicada e

- velocidade verdadeira, 44
- 2.1.5 Velocidades, 45
- 2.1.6 Forças que agem sobre um corpo no ar – resistência ao avanço ou arrasto. Escoamento laminar e turbulento. Coeficiente de resistência ao avanço para a forma do objeto. Superfícies aerodinâmicas. Aerofólios: conceituação e tipos. Perfil e elementos de um aerofólio e de uma asa. Eixo longitudinal geométrico e ângulo de incidência, 46
 - 2.1.6.1 Superfícies aerodinâmicas. Aerofólios: conceituação e tipos, 48
 - 2.1.6.2 Perfil e elementos de uma asa. Eixo longitudinal geométrico e ângulo de incidência (λ – letra grega lâmbda), 49
- 2.2 Forças que atuam sobre a aeronave em voo: sustentação, arrasto, tração e peso, 52
 - 2.2.1 Teoria da sustentação: Efeito Coanda e camada limite , 54
 - 2.2.1.1 Fatores que influem na sustentação: tipo de aerofólio, coeficiente de sustentação, velocidade aerodinâmica, área da asa e densidade do ar, 56
 - 2.2.1.2 Expressão matemática da sustentação – Interpretação, 58
 - 2.2.2 Arrasto: Conceito. Caracterização, 59
 - 2.2.2.1 Coeficiente de arrasto total de um perfil aerodinâmico (CD), 60
 - 2.2.2.2 Expressão matemática do arrasto – Interpretação, 61
 - 2.2.2.3 Resistência induzida. Alongamento da asa e seus efeitos. Turbulionamento de ponta de asa e seus efeitos sobre o avião e sobre terceiros, 61
 - 2.2.2.4 Estol e velocidade de estol, 64
 - 2.2.3 Tração: Conceito. Caracterização, 65
 - 2.2.3.1 Motor convencional – Potência efetiva e sua variação com a RPM, com a pressão de admissão e com a altitude. Potência nominal, 66
 - 2.2.4 Peso – Ação sobre o voo, 67
- 3 Hélices: detalhes aerodinâmicos, 68
- 3.1 Efeitos sobre a aeronave: esteira, torque, carga assimétrica, efeito giroscópico. Correção dos efeitos. Rendimento da hélice, 70
- 4 Sistemas de eixos de um avião. Centros de Gravidade do avião. Comandos de voo e superfícies de comando, 74
 - 4.1 Sistemas de eixos de um avião, 74
 - 4.2 Centro de gravidade do avião, 74
 - 4.3 Comandos de voo e superfícies de comando, 75
 - 4.3.1 Eixos de manobras do avião. Movimento em torno dos eixos: arfagem, rolagem e guinada, 75
 - 4.3.2 Comandos e superfícies – Características. Diferentes tipos. Princípio de funcionamento, 75
 - 4.3.3 Movimentos em torno do eixo transversal (y): reações aerodinâmicas no uso dos profundos, 76
 - 4.3.4 Movimentos em torno do eixo vertical (z): reações aerodinâmicas no uso do leme de direção, 77
 - 4.3.5 Movimentos em torno do eixo longitudinal (x): reações aerodinâmicas no uso dos ailerons; guinada adversa. Tipos de ailerons: normal, diferencial e de “frise”, 77
 - 4.3.6 Compensadores – Finalidade. Caracterização. Princípios de funcionamento. Tipos mais utilizados: fixos, comandáveis e automáticos, 78
 - 5 Dispositivos hipersustentadores, 80
 - 5.1 Flapes – Tipos básicos: comum, ventral e fowler. Características. Slots e slats: tipos. Influência no ângulo crítico, 80
 - 6 Esforços estruturais e fator de carga (n), 83
 - 6.1 Caracterização e importância do fator carga, 83

- 6.2 Fator de carga de manobras. Conceituação e diagrama “V x n”, 85
6.3 Categorias de homologações de aviões e suas limitações, 87
6.4 Fator de carga de rajadas de vento. Conceituação e diagrama de “V x n” de rajadas, 88
6.5 Velocidade de estol durante as manobras ou rajadas, 89
6.6 Velocidades operacionais da aeronave e o Instrumento Indicador de Velocidades (Air Speed Indicator – ASI), 89
- 7 Mecânica de voo e performances , 91
7.1 Decolagem (*take-off*), 91
7.1.1 Fatores que influenciam a decolagem: altitude e características do piso da pista, vento, temperatura e densidade do ar, 91
7.1.2 Distância de corrida no solo. Comprimento mínimo de pista requerido. Influência das condições meteorológicas. Utilização de flapes, 92
- 7.2 Voo em subida (climb), 95
7.2.1 Variação da potência com a altitude, 96
7.2.2 Velocidade Vertical (VS - Vertical Speed). Indicador de velocidade vertical, 97
7.2.3 Razão de Subida (RS) ou Rate of Climb, 97
7.2.4 Análise das forças atuantes sobre a aeronave na subida, 97
7.2.5 Configurações do voo em subida em função das velocidades, 98
7.2.6 Efeitos da altitude, peso, vento, densidade do ar e área das asas no voo em subida, 100
- 7.3 Voo em Cruzeiro, 101
7.3.1 Influência do vento no voo horizontal, 102
7.3.2 Influência da altitude na velocidade do voo horizontal, 102
7.3.3 Teto operacional, 103
7.3.4 Influência do peso no voo horizontal, 104
- 7.4 Curva (turn), 105
7.4.1 Forças que atuam sobre um avião em curva, 105
7.4.2 Efeitos da velocidade, do peso, da altitude e da potência disponível. Raio limite, 105
7.4.3 Curvas coordenadas, derrapadas e glissadas – Uso dos controles. Aumento da potência, 107
- 7.5 Descida (glide), 108
7.5.1 Ângulo de descida e trajetória de planeio. Fatores que influem no ângulo e na trajetória. (Relação L/D), 108
7.5.2 Razão de Descida (RD – rate of descent), 109
7.5.3 Influência dos flapes e do trem de pouso na trajetória de descida, 111
- 7.6 Pouso (Landing), 111
7.6.1 Fatores que influenciam o pouso: altitude e características do piso da pista, vento, temperatura e densidade do ar, 112
- 7.6.2 Distância de corrida no solo. Comprimento mínimo de pista requerido. Influência das condições meteorológicas. Utilização de flapes. Uso de freios, 113
- 8 Atitudes anormais de voo, 115
8.1 Fatores que conduzem o avião a entrar em atitude anormal. Características das atitudes anormais, 117
8.2 Parafusos: comandado e acidental. Parafuso chato. Saída de parafuso, 120
- 9 Equilíbrio – Tipos: equilíbrio estático e equilíbrio dinâmico. Estabilidade e controle, 123
9.1 Estabilidade estática da aeronave. Conceito. Tipos: longitudinal, lateral e direcional, 125
9.1.1 Estabilidade estática longitudinal sobre o eixo lateral (y) – Conceito. Efeitos do estabilizador horizontal. Ponto de aplicação das forças. Posição do CG e condição de estabilidade em voo, 126

- 9.1.2 Estabilidade estática lateral sobre o eixo longitudinal (x) – Conceito. Efeitos do diedro, do enflechamento, da quilha, da fuselagem e da distribuição do peso, 128
- 9.1.3 Estabilidade estática direcional sobre o eixo vertical (z) – Conceito. Efeitos de enflechamento e da quilha, 131
- 9.1.4 Comportamento do avião devido à estabilidade estática: efeitos da variação de potência e atitude de voo. Força nos controles, 132
- 9.2 Estabilidade Dinâmica. Conceito. Tipos: longitudinal, lateral e direcional, 133
 - 9.2.1 Estabilidade Dinâmica longitudinal. Conceito. Fatores que ocasionam suas variações, 134
 - 9.2.2 Estabilidade lateral. Conceito. Efeitos em relação às dimensões de envergadura das asas, 135
 - 9.2.3 Estabilidade direcional. Conceito. Efeitos em relação às dimensões do plano de deriva e do leme, 136
- 10 Cálculo de peso e balanceamento para o planejamento de voo, 137
 - 10.1 Pesos máximos de decolagem, 139
 - 10.2 Posição relativa do centro de gravidade (CG); limites do CG de um avião, 139
 - 10.3 Importância do CG na estabilidade da aeronave, especialmente nas operações de decolagem e pouso, 139

Referência: MCA 58-3/2004

PORTARIA ANAC (DAC) Nº 954/DGAC, 27 DE AGOSTO DE 2004.

<http://www2.anac.gov.br/habilitacao/manualCursos.asp>

1- Básico de Física

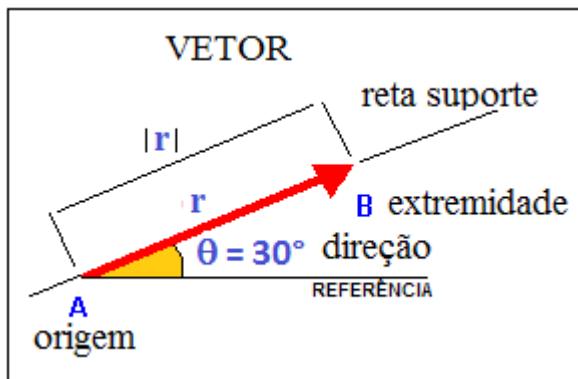
1.1 Grandezas escalares e vetoriais. Caracterização e operações com vetores

Grandezas Escalares – São grandezas físicas que não dependem de uma direção espacial, e que ficam perfeitamente definidas quando são conhecidos os seus módulos (valores absolutos), e suas unidades de medida.

Algumas grandezas escalares só podem ser positivas: tempo, massa inercial, área e volume. Outras, podem ser algébricas (sinalizadas), como deslocamento escalar, cargas elétricas, temperatura e pressão.

Grandezas Vetoriais - São grandezas físicas que obrigatoriamente dependem de uma direção espacial de atuação, e ficam perfeitamente definidas quando são especificados também os seus módulos (valores absolutos) e o sentido. São representadas graficamente por **vetores**.

Exemplos: Força, velocidade, aceleração e deslocamento em duas ou três dimensões.



Características de um vetor - É a representação gráfica de uma grandeza vetorial, feita através de um segmento de reta orientado (AB), onde “A” é a origem e “B” sua extremidade, e que tem as seguintes características:

- Módulo $|d|$ ou somente “d” - representa a grandeza escalar (intensidade, distância, etc...). É dado pelo comprimento do segmento em uma escala gráfica adequada. Exemplo: $d = 5 \text{ cm}$.
- Direção (θ teta) – é determinada pelo ângulo da reta suporte do vetor em relação a uma direção referencial. Em física, a referência angular, no plano ortogonal (x;y) é o eixo horizontal positivo, com valores crescentes girando à esquerda.
- Sentido ($A \rightarrow B$) - é representado pela seta colocada na extremidade do segmento.

Notação: letras maiúsculas ou minúsculas em negrito, ou letras normais, barradas com uma seta. Neste livro usaremos letras em negrito.

$$\begin{array}{ll} r & \vec{r} \\ F & \vec{F} \end{array}$$

1.1.1 Operações com vetores no plano

Decomposição - considere o vetor Resultante (**R**) da figura abaixo sobre a reta 0A. Para determinar as componentes do vetor, adota-se um ortogonal, onde os vetores componentes serão as projeções do vetor (**R**) nos dois eixos perpendiculares (x;y).

Notação: \mathbf{R}_x : vetor componente horizontal;

R_y : vetor componente vertical;

θ : (teta) ângulo entre o vetor (\mathbf{R}) e o eixo “x” positivo.

O cálculo dos módulos dos vetores componentes é feito com o segue:

$$R_y = R \cdot \sin \theta$$

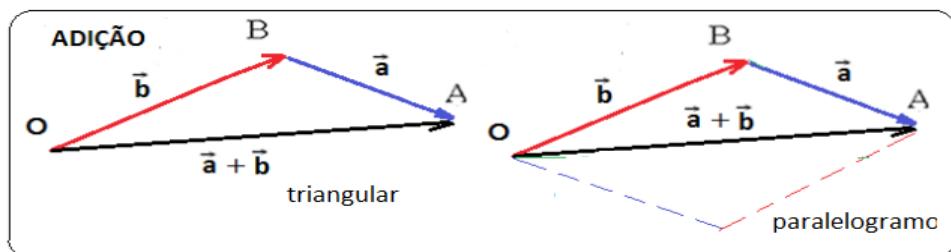
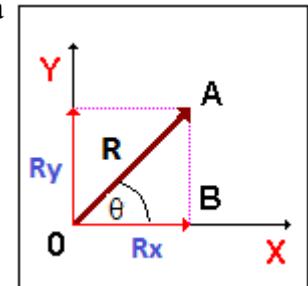
$$R_x = R \cdot \cos \theta$$

Composição – é o processo inverso ao anterior. Dados dois vetores componentes, acha-se um vetor resultante, através da adição vetorial, conforme veremos em seguida.

Adição geométrica de dois vetores paralelos: o módulo do vetor soma será a simples adição dos dois módulos, com a mesma direção e sentido dos vetores dados.

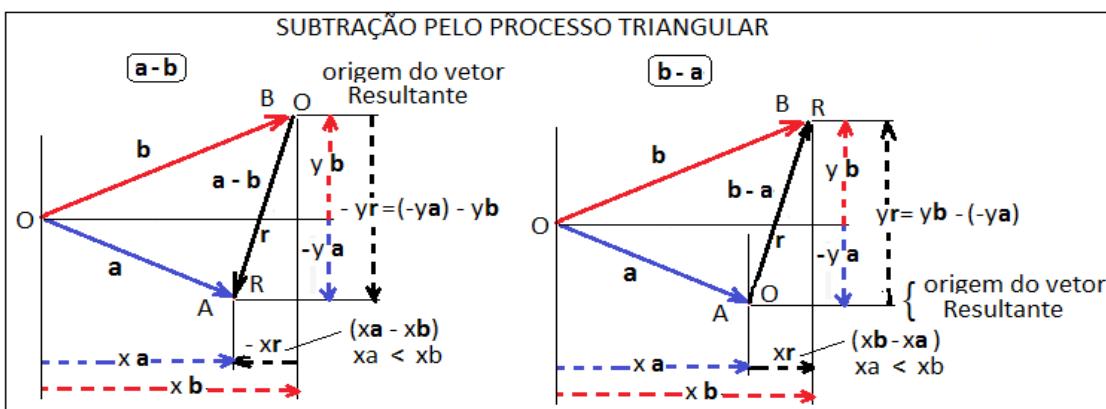
Adição geométrica de dois vetores não-paralelos:

- Processo “triangular”: são posicionados no plano de forma sequencial: a origem de um vetor é posicionada na extremidade do antecessor. O vetor soma será o fechamento do triângulo, com sentido “da origem do primeiro para a extremidade do segundo”.
- Processo “paralelogramo”: os dois vetores são posicionados com as origens coincidentes. A partir da extremidade de cada vetor, traçam-se linhas paralelas aos vetores opostos, fechando um paralelogramo. O vetor soma será a diagonal desse paralelogramo.

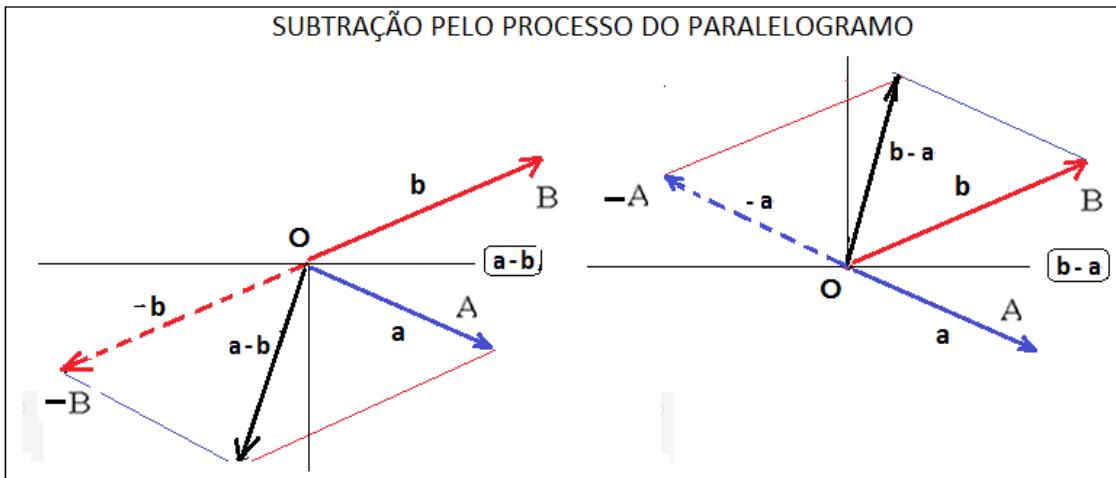


Subtração geométrica de dois vetores paralelos: o módulo do vetor diferença será a simples subtração dos dois módulos, com a mesma direção e sentido do vetor com maior módulo.

Subtração geométrica de dois vetores não paralelos:



- Processo geométrico “triangular”: os dois vetores são posicionados no plano com suas origens coincidentes. O vetor diferença será o fechamento do triângulo, com sentido da extremidade do segundo (subtraendo) para a extremidade do primeiro (minuendo).



- Processo geométrico “paralelogramo”: os dois vetores são posicionados com as origens coincidentes. Inverte-se o segundo vetor (subtraendo), e a partir da extremidade de cada vetor, traçam-se linhas paralelas aos vetores opostos, fechando um paralelogramo. O vetor diferença será a diagonal desse paralelogramo.

Lei dos cossenos - Utilizamos a lei dos cossenos para calcular um dos lados de qualquer triângulo, em função dos outros lados e do cosseno do ângulo oposto.

 LEI DOS COSSENO	$a^2 = b^2 + c^2 - 2 \cdot b \cdot c \cdot \cos \theta$ $c^2 = a^2 + b^2 - 2 \cdot a \cdot b \cdot \cos \alpha$ <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; display: inline-block;"> $b^2 = a^2 + c^2 - 2 \cdot a \cdot c \cdot \cos \beta$ </div>
----------------------------	--

A adição ou subtração de dois vetores pode ser feita também na forma algébrica, e o cálculo do módulo pode ser feito de duas formas, dependendo do ângulo entre os vetores dados:

- para o ângulo de 90° : utilizar o Teorema de Pitágoras.
- Para quaisquer ângulos: utilizar a Lei dos Cossenos.

Condições para realizar as operações:

- Na subtração, proceder como na soma, mas utilizando o vetor subtraendo com sinal invertido.
- O sentido do vetor resultante (\mathbf{R}) é determinado de forma idêntica aos processos geométricos.
- A direção do vetor resultante é dada pela fórmula: $\alpha = \tan^{-1} (R_y/R_x)$.

$$|\mathbf{R}| = \sqrt{(|\mathbf{a}|^2) + (|\mathbf{b}|^2) + (2 \cdot |\mathbf{a}| \cdot |\mathbf{b}| \cdot \cos \text{ângulo oposto})}$$

Multiplicação de um número (escalar) por um vetor - Vamos agora definir uma operação que, a partir de um número real e um vetor, produz um vetor.

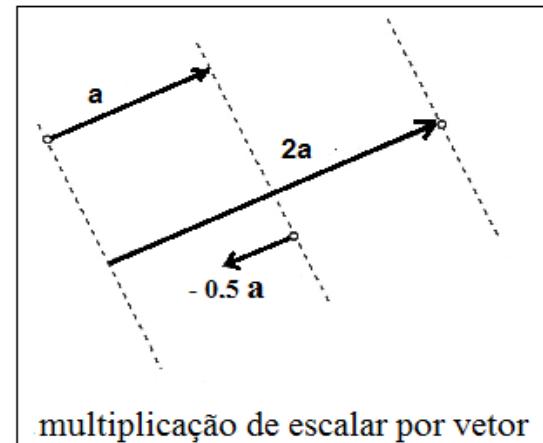
Seja “c” um número real não nulo, e “ \mathbf{a} ” um vetor não nulo, a multiplicação desse número por esse vetor resulta num novo vetor, que é representado por “ $c\mathbf{a}$ ”.

Se $0 < c < 1$, o vetor “ \mathbf{a} ” diminui.

Se $c = 1$, o vetor “ \mathbf{a} ” não se altera.

Se $c > 1$, o vetor “ \mathbf{a} ” aumenta.

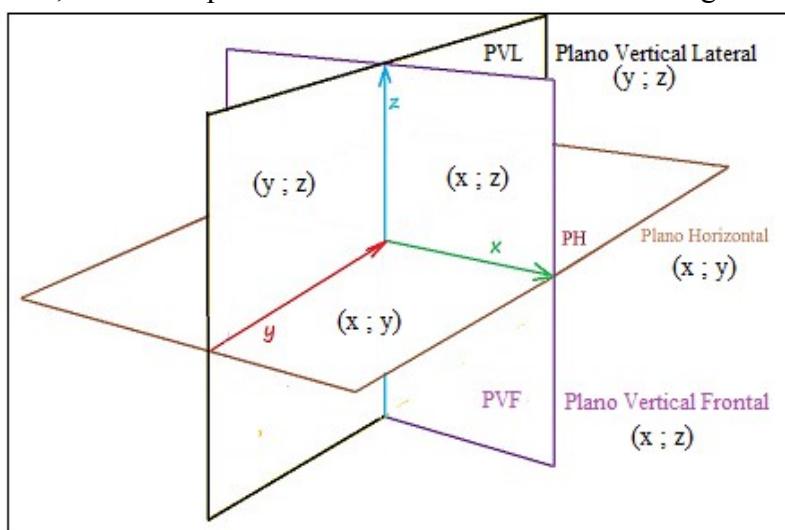
O vetor produto terá o mesmo sentido de \mathbf{a} , se “c” for positivo, ou terá sentido oposto ao de \mathbf{a} , se “c” for negativo.



1.2 Cinemática

Cinemática – ramo da Física que estuda os movimentos de um móvel, em relação a um referencial fixo, sem levar em conta suas causas e consequências.

Espaço tridimensional - é o ambiente onde temos as três dimensões, representadas graficamente por três eixos ortogonais, com as respectivas escalas das coordenadas retangulares:



- comprimento ou longitude (eixo “x”);
- largura ou latitude (eixo “y”);
- altura, altitude ou cota (eixo “z”);

Cada dois eixos combinados formam um “plano”, com as seguintes características:

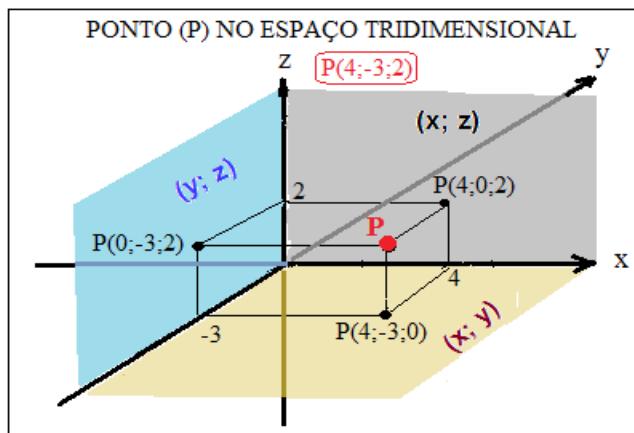
- plano horizontal ($x;y$): onde se representa a “vista de cima”. Neste plano podemos representar a base de um sólido geométrico, a planta de um prédio, ou a superfície terrestre numa carta geográfica;
- plano vertical frontal ($x;z$): onde se representa a projeção frontal do perfil do movimento;
- plano vertical lateral ($y;z$): onde se representa a projeção lateral do perfil do movimento;

Referencial :

- do ponto de vista material, um referencial ideal é um corpo extenso e infinito. É comum se adotar um ponto da superfície terrestre como referencial.
- Do ponto de vista gráfico, o referencial preferencial dos movimentos representados é o ponto “zero” (origem) do sistema de eixos adotados.

Móvel – qualquer objeto que possa se deslocar no espaço tridimensional. De acordo com suas dimensões, em relação ao estudo de seus movimento, são classificados como:

- Partícula – objeto de dimensões desprezíveis.
- Corpo extenso – objeto com dimensões capazes de interferir no resultado do problema.



Localização do móvel no espaço tridimensional - a localização de um ponto “P” é representada por três coordenadas $P(x; y; z)$, e esse ponto terá sua projeção nos três planos perpendiculares, representadas pelas duas coordenadas de cada plano. A coordenada do plano “ausente” será zero.

Movimento - É a mudança de posição de um móvel em relação a um referencial fixo, no decorrer do tempo.

Repouso – é a situação de um objeto que não muda sua posição com o decorrer do tempo, em relação a um referencial fixo.

Trajetória ou percurso – Caminho percorrido por um móvel em movimento no espaço. A trajetória pode ser:

- Retilínea: nivelada ou em rampa.
- Circular aberta : curvas horizontais ou verticais.
- Mista: combinação de trechos retilíneos com curvas.
- Circular fechada ou rotacional.

Distância de percurso (S) – é uma grandeza escalar, sempre positiva, que indica o comprimento da trajetória que interliga duas localizações. Essa trajetória pode ter qualquer configuração. Este conceito se aplica aos movimentos em todas as três dimensões.

Unidade de medida no SI: metro (m). Em navegação utiliza-se o kilômetro ou a milha náutica.

Tipos de movimentos em função da trajetória no espaço tridimensional - Na natureza, a maioria dos movimentos ocorre em três dimensões.

O estudo dos movimentos fica mais simplificado quando o visualizamos separadamente, nas suas componentes horizontais e verticais, conforme veremos em seguida.

Movimento retilíneo, em uma dimensão [S(x)] ou [S(z)]– É o movimento translacional onde só interessa o sentido e a distância de percurso, ou de deslocamento.

Como só depende de um referencial de posição no espaço, pode ser representado graficamente numa reta, com a escala de distância.

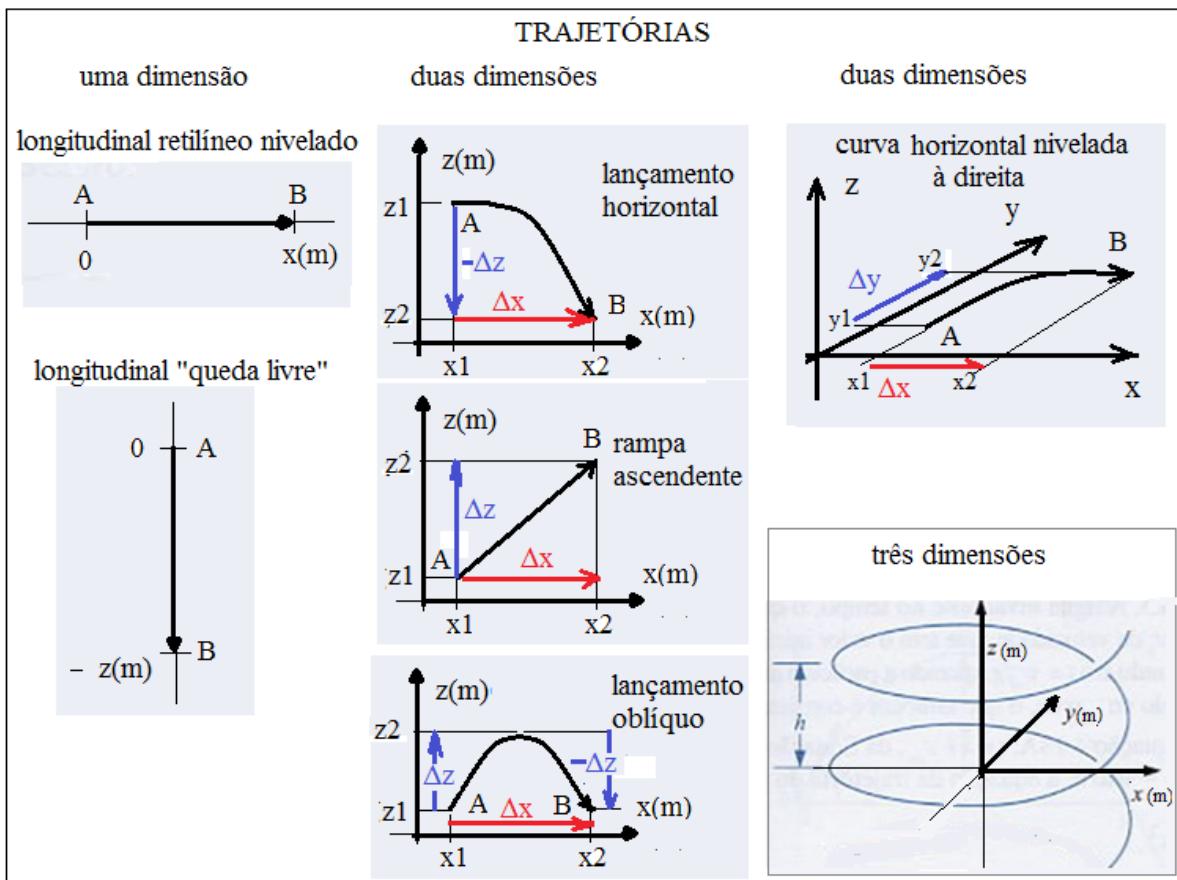
- Movimento horizontal (nivelado): é representado no eixo “x”, com as posições associadas aos respectivos tempos. Ex.: um carro de deslocando num trecho retiníneo e nivelado.
- Movimento vertical: representa-se no eixo “z”, com as posições associadas aos respectivos tempos. Ex.: queda livre de um corpo.

A velocidade e a aceleração podem ser estudadas somente em função de seus módulos.

Movimento combinado, em duas dimensões, no plano horizontal S (x ; y): movimento translacional nivelado, com trechos retilíneos, trechos em curvas horizontais, ou trechos retilíneos combinados com curvas horizontais. Também se enquadram neste caso os movimentos circulares fechados e nivelados.

- Velocidade e aceleração são vetoriais.

A grafia das coordenadas de uma localização é feita desta forma: (x ; y) ou (longitude; latitude).



Nota: Sobre a representação gráfica do plano horizontal no papel ou numa tela:

- Apesar de graficamente o eixo “y” apontar para cima, não significa que se trata de “altura”, pois essa grandeza só pode ser representada no eixo “z”. Numa carta de navegação, o eixo vertical “y” é o eixo das latitudes, de Sul a Norte.
- As escalas de distância devem ser exatamente iguais nos dois eixos.

Movimento combinado, em duas dimensões, nos planos verticais S(x; z) ou S(y; z):

- movimento translacional ou rotacional.

Ex.: aeronave voando numa rampa retilínea (subida ou descida), lançamento oblíquo e lançamento horizontal de objetos.

Movimento em três dimensões S(x; y; z):

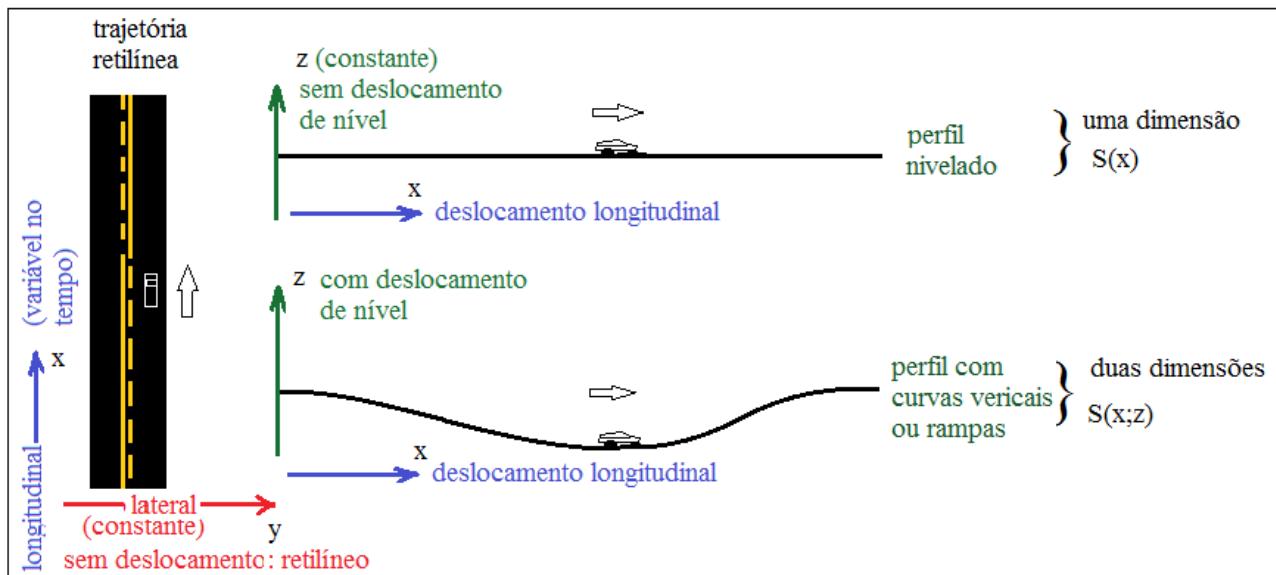
- movimento translacional em qualquer direção, somente retilíneo ou retilíneo combinado com curvas verticais e/ou curvas horizontais.

Ex.: movimento de uma aeronave desde sua decolagem, curva horizontal de saída (combinada com rampa ascendente), subida retilínea em rota, voo retilíneo e nivelado em rota, rampa retilínea de descida, procedimento de aproximação com curva horizontal nivelada e procedimento de pouso. Todo o traçado desse movimento é mostrado em cartas específicas: as cartas de rota mostram o plano horizontal (x; y) e as cartas de saída e de aproximação mostam tanto o traçado horizontal como o “perfil” vertical.

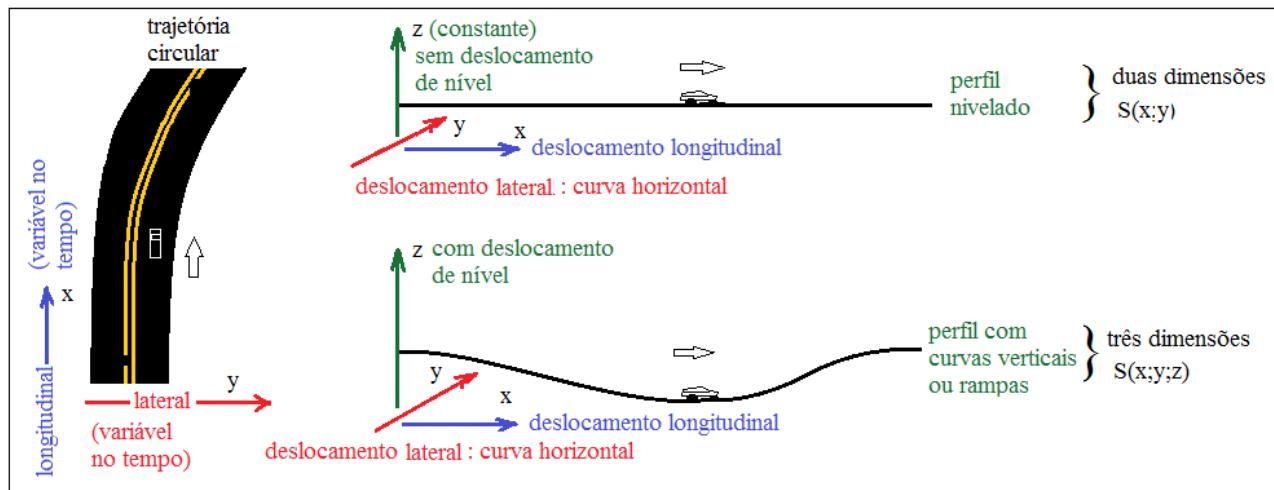
- Movimento em espiral ascendente ou descendente.

Ex.: aeronave em queda helicoidal.

Entendendo as vistas nas três dimensões - Na figura abaixo, à esquerda, aparece a vista de cima (plano “x; y”) do trecho de uma rodovia. Essa vista nos mostra que o trecho é retilíneo “em planta”, embora seu perfil (vertical) possa ser nivelado, possa ter rampas, ou curvas verticais. O perfil só poderá ser percebido quando for representado no eixo “z”.



Já na figura abaixo, à esquerda, aparece a vista de cima do trecho de uma rodovia representando uma curva horizontal “em planta”. Aqui também, embora seu perfil (vertical) possa ser nivelado, possa ter rampas, ou curvas verticais, isso só pode ser representado no espaço tridimensional (x; y; z).



Nota sobre “curvas”: a curva é um segmento circular aberto, que interliga dois segmentos com direções (rumos) diferentes, fazendo a concordância entre ambos.

Tipos de curvas quanto ao traçado:

Curvas horizontais.

- Perfil das curvas horizontais
 - Nivelada.
 - Em rampa ascendente ou descendente.
 - Combinadas.
- Quando ao sentido das curvas horizontais :
 - À direita.
 - À esquerda.
- Quanto ao raio:
 - Circulares (raio único).
 - De transição (raios diferentes).

Curvas verticais.

- Perfil das curvas verticais
 - Côncavas.
 - Convexas.

1.2.1 Posição e deslocamento em uma dimensão

Posição [P(t)] - é a localização unidimensional do móvel (x), em determinado instante (t) de um movimento.

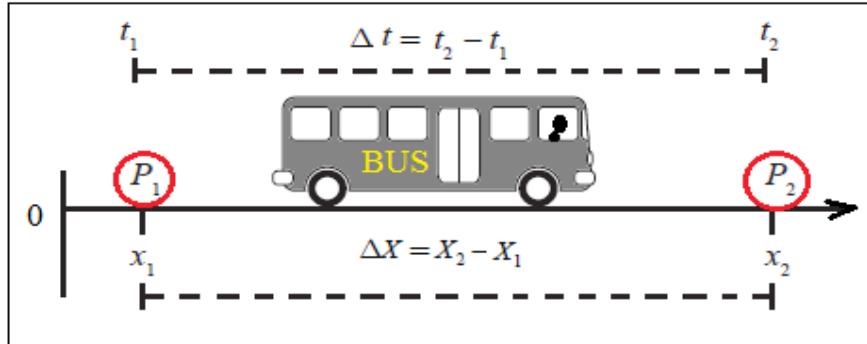
Deslocamento escalar (ΔS) - é a grandeza que indica a distância relativa, percorrida por um móvel, entre o ponto inicial (S_i) e o ponto final (S_f), num movimento em uma dimensão.

$$\pm \Delta S = S_f - S_i$$

Pode ser: positivo, nulo ou negativo, conforme o valor relativo das posições inicial e final.

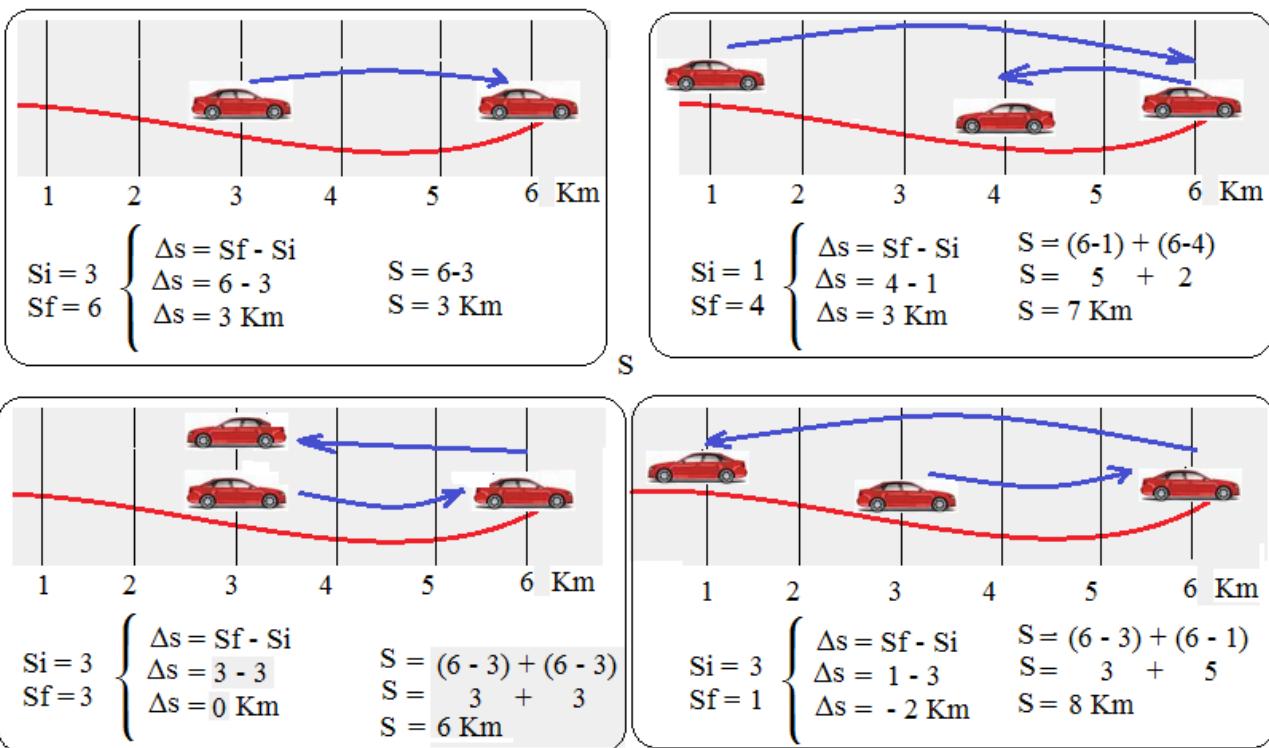
- Se $S_f < S_i$, ΔS será negativo, o que indica deslocamento escalar regressivo.
- Se $S_f = S_i$, ΔS será nulo.
- Se $S_f > S_i$, ΔS será positivo, o que indica deslocamento escalar progressivo.

Unidade de medida no SI: metro (m). Em navegação utiliza-se o quilômetro ou a milha náutica.



Tempo decorrido (Δt) – indica o intervalo de tempo entre o instante inicial (t_i) e o instante final (t_f).

$$\Delta t = t_f - t_i$$



1.2.2 Velocidade e aceleração – Conceitos. Unidades de medidas

Velocidade (V) – grandeza vetorial que representa a relação entre qualquer tipo de movimento de um móvel com o tempo decorrido.

Unidade da velocidade no SI: m / s.

NOTA: Em navegação aérea usa-se a unidade de medida para Velocidade do sistema Inglês:
 Nó (KT) = 1 milha náutica (NM) / h ou 1,852 Km/h

A milha náutica deriva diretamente da milha geográfica e corresponde ao valor aproximado de 1' (um minuto) de grande círculo, isto é , 60 NM correspondem a 1° de latitude. Apenas na linha do equador pode-se utilizar 1° de longitude como equivalente a 60 NM.

1 NM = 1.852 m. Outra unidade de medida inglesa de distância usada na aviação:
 1 pé (ft) = 0,3048 m → 12"

1.2.2.1 Velocidade escalar (em uma dimensão)

Velocidade média de percurso (speed) (V): é uma grandeza escalar, positiva, dada pela razão entre a distância total percorrida dentro do trajeto (S), e o tempo decorrido (Δt).

$$V = S / \Delta t$$

Velocidade média em uma dimensão (Vm): é uma grandeza escalar, dada pela razão entre o deslocamento escalar (Δs) entre duas posições, e o tempo decorrido (Δt). Pode ser positiva, negativa ou nula, de acordo com o valor do deslocamento.

$$Vm = \Delta S / \Delta t$$

Velocidade instantânea escalar em uma dimensão [a(t)] – é a velocidade média, mas no menor intervalo de tempo possível, o que chamamos de Limite da velocidade média, quando Δt tende para zero. Também pode ser positiva, negativa ou nula.

$$V(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta s}{\Delta t}$$

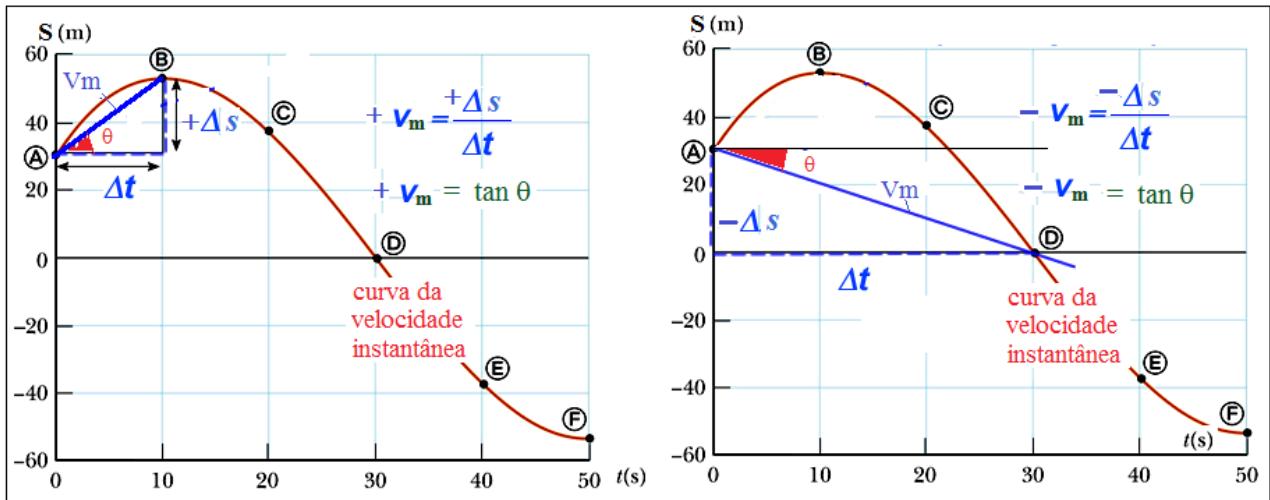
SITUAÇÃO CONCEITAL: Ao fazermos um deslocamento num carro, numa estrada retilínea, e a cada minuto anotarmos a distância percorrida, acumulativamente, vamos obter os dados de “espaço x tempo” e com eles podemos fazer um gráfico onde cada ponto de medição representará um valor da velocidade instantânea. Ao unirmos esses pontos com uma linha, fazendo a concordância entre eles, teremos uma “curva” muito próxima da velocidade instantânea ocorrente em qualquer instante.

Representação da velocidade em uma dimensão, no gráfico “espaço/tempo”:

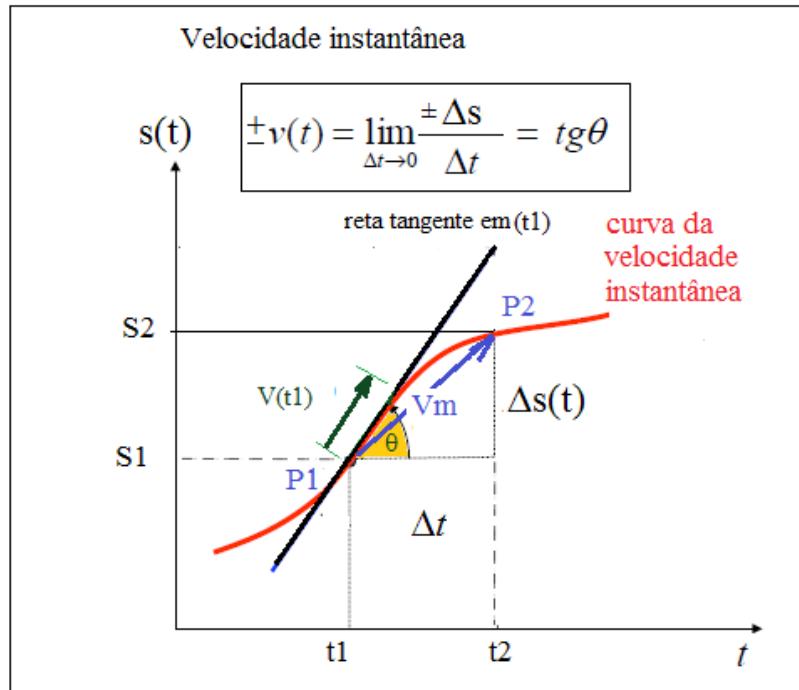
- Eixo vertical [S(t)] : onde é plotada a escala de distância translacional, que pode assumir valores positivos ou negativos.
- Eixo horizontal (t) : onde é plotada a escala de tempo, sempre com valores positivos, crescentes à direita.
- Proporcionalidade escalar – para termos um gráfico linearizado, temos que relacionar as escalas de espaço (S) e tempo (t), respeitando a unidade de medida da velocidade, que é o 1 m/s ou 60 metros por minuto. Se adotarmos o Km/h, a proporção fica em 2,77 m/s ou 166,67 metros por minuto.

Gráfico da velocidade média:

- A velocidade média de um trecho desse trajeto, entre os instantes (t_i) e (t_f) pode ser representada sobre uma reta unindo esses dois pontos.
- Essa reta terá uma inclinação (θ) em relação ao eixo horizontal positivo.
- Se nesse trecho a velocidade instantânea for constante, seu gráfico será também uma reta, coincidente com a reta da velocidade média.
- Se a velocidade instantânea for variável, a reta da velocidade média será secante à “curva”.
- O valor escalar da velocidade média também é dado pelo valor da tangente do ângulo θ , ou seja, é proporcional à sua inclinação em relação à horizontal, mas com o seguinte limite: $+90^\circ > \theta > -90^\circ$.
- Se a reta tiver direção ascendente, indica movimento progressivo ($0 < \theta < +90^\circ$).
- Se essa reta ficar na horizontal, significa velocidade “zero” ($\theta = 0^\circ$).
- Se a reta tiver direção descendente, indica movimento regressivo ($0 > \theta > -90^\circ$).

*Gráfico da velocidade instantânea:*

- A velocidade instantânea de um determinado instante (t) da “curva” da velocidade instantânea, é representada por uma reta tangente a esse ponto. Na figura abaixo aparece o gráfico de $V(t_1)$.
- Essa reta tangente terá uma inclinação (θ) em relação ao eixo horizontal positivo.
- Se no trecho ao redor de (t_1) a velocidade instantânea for constante, seu gráfico será também uma reta, portanto será coincidente com a reta tangente.
- O valor escalar da velocidade Instantânea também é dado pelo valor da tangente do ângulo θ , ou seja, é proporcional à sua inclinação em relação à horizontal, mas com o seguinte limite: $+90^\circ < \theta > -90^\circ$.
- Se a reta tiver direção ascendente, indica movimento progressivo ($0 < \theta < +90^\circ$).
- Se essa reta ficar na horizontal, significa velocidade “zero” ($\theta = 0^\circ$).
- Se a reta tiver direção descendente, indica movimento regressivo ($0 > \theta > -90^\circ$).



Aceleração escalar (em uma dimensão):

Neste tópico estudaremos a aceleração nos movimentos retilíneos, que foca somente na componente tangencial da aceleração. O estudo da aceleração composta, tangencial mais centrípeta é feito adiante.

Aceleração média escalar (am) é a razão entre a variação do módulo da velocidade instantânea [$\Delta V(t)$] num determinado intervalo de tempo (Δt). Pode ser positiva, negativa ou nula.

$$am = \Delta V(t) / \Delta t$$

Aceleração Instantânea escalar [a(t)] – é a aceleração média, mas no menor intervalo de tempo possível, o que chamamos de Limite da aceleração média, quando Δt tende para zero. Também pode ser positiva, negativa ou nula.

SITUAÇÃO CONCEITUAL :

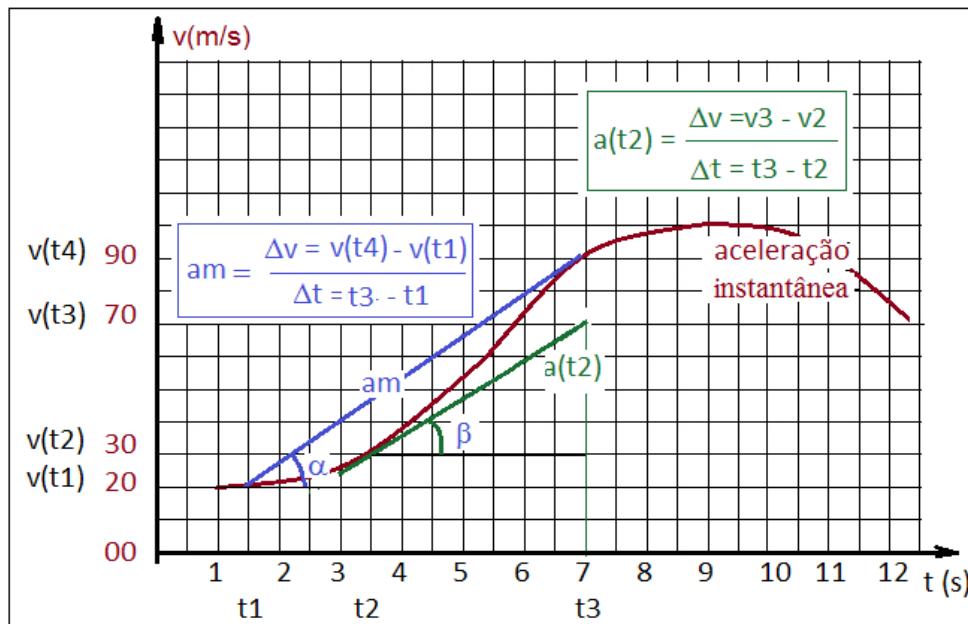
Se durante um trajeto retilíneo numa estrada, a cada minuto anotarmos a leitura do velocímetro, e ao final do trecho, passarmos essas informações para um gráfico cartesiano, onde os valores escalares da velocidade instantânea ficarão no eixo “y”, associados a seus respectivos tempos no eixo “x”, podemos traçar uma “curva” que representará a aceleração instantânea ocorrente em cada ponto de leitura. Ao unirmos esses pontos com uma linha, fazendo a concordância entre eles, teremos uma “curva” muito próxima da aceleração instantânea ocorrente em qualquer instante.

- A aceleração média de um trecho desse trajeto, entre os instantes (ti) e (tf), pode ser representada graficamente sobre uma reta unindo esses dois pontos.
- Essa reta terá uma inclinação (ângulo θ) em relação ao eixo horizontal positivo.

- Se nesse trecho a velocidade instantânea for constante, seu gráfico será também uma reta, coincidente com a reta da aceleração média.
- Se a aceleração instantânea for variável, a reta da aceleração média será secante à “curva”.
- O valor escalar da aceleração média também é dado pelo valor da tangente do ângulo θ , ou seja, é proporcional à sua inclinação em relação à horizontal, mas com o seguinte limite: $+90^\circ > \theta > -90^\circ$.
- Se $\Delta V(t) > 0$, o ângulo θ será positivo ($0 < \theta < +90^\circ$) e a reta será ascendente, indicando aceleração positiva. Isso implica em velocidade crescente ($0 < \theta < +90^\circ$).
- Se $\Delta V(t) = 0$, o ângulo θ será nulo ($\theta = 0^\circ$) e a reta será na horizontal, indicando aceleração nula. Isso implica em velocidade uniforme.
- Se $\Delta V(t) < 0$, o ângulo θ será negativo ($0 > \theta > -90^\circ$) e a reta será descendente, indicando aceleração negativa. Isso implica em velocidade decrescente.

Aqui também se aplica o princípio da Proporcionalidade escalar, vista no caso do gráfico da velocidade instantânea escalar.

- Graficamente, a aceleração instantânea é representada numa reta tangente à “curva da aceleração instantânea”, no ponto (t) . Essa reta forma um ângulo (θ) com o eixo horizontal positivo.
- O módulo $[\pm V(t)]$ também pode ser determinado pelo valor de $\tan \theta$.
- Nos movimentos retilíneos e uniformemente acelerados, a aceleração média coincide com a aceleração instantânea.



1.2.2.2 Velocidade vetorial (em duas dimensões)

Posição e deslocamento no plano horizontal

Posição [P(t)] – é a localização espacial do móvel (x; y) na sua trajetória, em determinado instante (t) de um movimento.

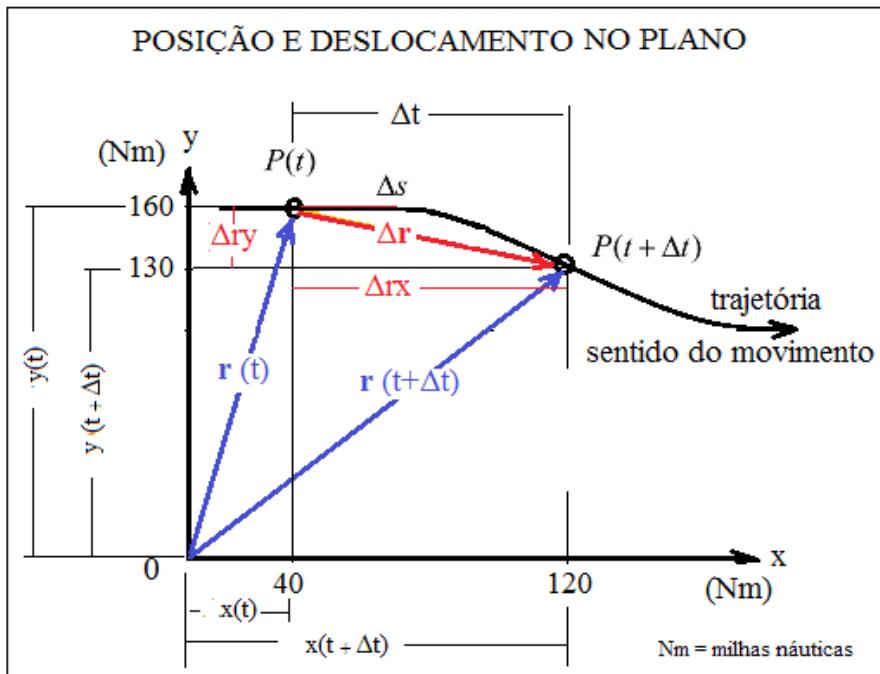
Vetor Posição [r(t)] – é o vetor com origem no ponto de referência do movimento, que pode ser a origem dos eixos cartesianos, e a extremidade numa posição [P(t)] sobre a trajetória do móvel.

Módulo do vetor posição [r(t)] – Calculado pelo teorema de Pitágoras, com as componentes vertical (ry) e horizontal (rx).

$$r(t) = \sqrt{r_x^2 + r_y^2}$$

Diferenças entre o estudo gráfico dos movimentos em uma e em duas dimensões:

- **Velocidade:**
 - Uma dimensão: a velocidade escalar instantânea é visualizada diretamente no gráfico “espaço” (x), plotado no eixo vertical e “tempo” (t), plotado no eixo horizontal. A inclinação dessa curva é dada pelo ângulo “θ”, dentro do limite $+90^\circ > \theta > -90^\circ$, e o sentido sempre segue o crescimento do tempo. A velocidade média escalar é dada pelo segmento da curva entre dois instantes (t1) e (t2).
 - Duas dimensões: neste caso o estudo da velocidade vetorial é feito sobre o gráfico da “trajetória”, traçado com as grandezas “espaço longitudinal” (x), plotado no eixo horizontal, e “espaço latitudinal” (y), plotado no eixo vertical. Sobre a curva da trajetória serão agregados os tempos do deslocamento. A velocidade instantânea “V(t)” será representada por um vetor “tangente” à trajetória, no instante (t), e a velocidade média (\bar{V}_m) será representada por um vetor sobre a reta do deslocamento entre dois instantes (t1) e (t2).
- **Aceleração:**
 - Uma dimensão: a aceleração escalar é visualizada diretamente no gráfico “velocidade escalar instantânea” $V(t)$, plotada no eixo vertical, e “tempo” (t), plotado no eixo horizontal. A curva (V ; t) representará a aceleração escalar instantânea. A inclinação dessa curva é dada pelo ângulo “θ”, dentro do limite $+90^\circ > \theta > -90^\circ$, e o sentido sempre segue o crescimento do tempo.
 - Duas dimensões: aqui também, o estudo da aceleração instantânea é feito sobre o gráfico da trajetória, com o tempo agregado em cada posição do deslocamento. A aceleração instantânea “a(t)” será representada por um vetor “agregado” ao vetor da aceleração instantânea, e a aceleração média também será representada por um vetor agregado ao vetor da velocidade média.



Vetor Deslocamento ($\Delta\mathbf{r}$) - é o vetor diferença (subtração) de dois vetores posição ($\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1$), com sentido da posição (P_1) até a posição (P_2), onde cada posição é definida por suas duas coordenadas no plano ($x; y$).

$$\Delta \mathbf{r} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1$$

Pode ser: positivo, nulo ou negativo, conforme o valor relativo das posições inicial e final.

- Se $P_2 < P_1$, $\Delta\mathbf{r}$ será negativo, o que indica deslocamento regressivo.
- Se $P_2 = P_1$, $\Delta\mathbf{r}$ será nulo.
- Se $P_2 > P_1$, $\Delta\mathbf{r}$ será positivo, o que indica deslocamento progressivo.

Módulo do vetor deslocamento (Δr) – é calculado pelo teorema de Pitágoras, com os módulos das componentes vertical (Δr_y) e horizontal (Δr_x).

$$\Delta r = \sqrt{(\Delta r_x)^2 + (\Delta r_y)^2}$$

O sentido do vetor deslocamento segue o movimento.

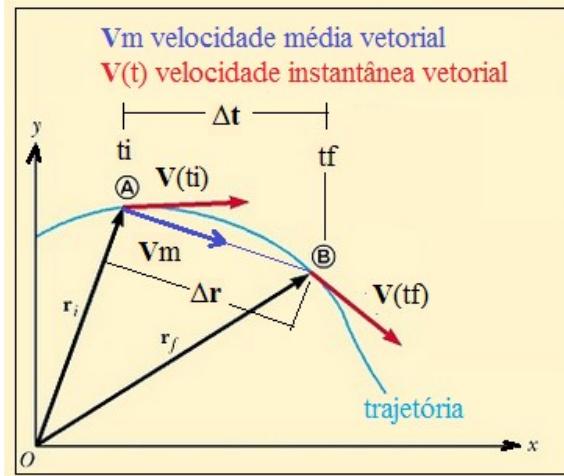
Velocidade média vetorial (Velocity) (V_m): o seu módulo (V_m) é dado pela razão entre o módulo do vetor deslocamento (Δr) e o tempo do deslocamento (Δt).

$$V_m = \Delta r / \Delta t$$

Esta operação pode ser interpretada como o produto do vetor ($\Delta\mathbf{r}$) pelo escalar ($1 / \Delta t$), por isso o vetor V_m tem a mesma direção e sentido do vetor deslocamento, portanto, “suportado” por esse vetor.

$$V_m = \Delta\mathbf{r} (1 / \Delta t)$$

Nos movimentos retilíneos, o vetor Δr é coincidente (tangencia) com a trajetória e por isso o vetor velocidade média tem essa mesma direção, enquanto que nos movimentos circulares, o vetor Δr é secante à trajetória, portanto o vetor velocidade média também é secante à trajetória.



Velocidade instantânea vetorial [V(t)] – é a velocidade média, mas no menor intervalo de tempo possível, o que chamamos de Limite da velocidade média, quando (Δt) tende para zero. Também pode ser positiva, negativa ou nula..

- Quando (Δt) tende a zero, entre duas posições, (Δr) tende a ficar tangenciando a “curva” da trajetória, na posição inicial, por isso o vetor velocidade instantânea é tangente à trajetória no instante “t”.

1.2.2.3 Aceleração (em duas dimensões)

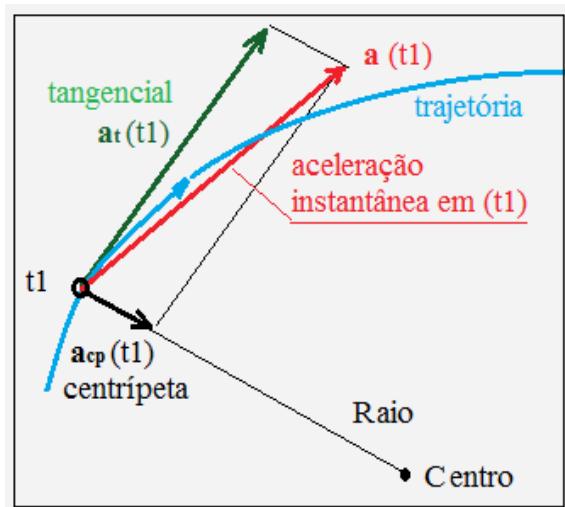
Aceleração [a] - grandeza vetorial composta, cuja resultante altera a intensidade e a direção da velocidade instantânea vetorial, por unidade de tempo.

Unidade da aceleração no SI: m/s^2 .

Vetor aceleração instantânea [a(t)] – vetor resultante, que tem a origem no ponto da trajetória do móvel correspondente a um instante (t). Nos movimentos retilíneos, coincide com a trajetória e nos movimentos circulares, é secante à trajetória.

Módulo da aceleração instantânea: dado por Pitágoras, através dos módulos das componentes tangencial e centrípeta.

$$a(t) = \sqrt{(a_{cp}(t))^2 + (a_t(t))^2}$$



Componentes vetoriais da aceleração instantânea

Componente tangencial [a_t(t)]: Acoplada ao vetor velocidade instantânea, que também é tangencial à “curva” da trajetória do móvel, esta componente, por soma algébrica, altera o módulo da velocidade instantânea [V(t)], por isso aparece tanto nos movimentos retilíneos como nos circulares.

- Quando o módulo = 0: a velocidade instantânea se mantém constante a cada segundo, e isto é a característica dos movimentos MRU e MCU.
- Quando o módulo ≠ 0, mas constante, a velocidade instantânea varia uniformemente, e isto é a característica dos movimentos MUV ou MCUV:

- Se o módulo é positivo, é adicionado sistematicamente ao módulo da velocidade instantânea (vetores com o mesmo sentido) caracterizando o movimento acelerado.
- Se o módulo é negativo, é subtraído sistematicamente do módulo da velocidade instantânea (vetores com sentidos opostos) caracterizando o movimento desacelerado.

Na prática podemos ter situações de aceleração variável aleatoriamente, ou variável cicличamente, como nos movimentos pendulares, por exemplo.

Componente “normal” ou aceleração centrípeta [a_{cp}(t)]:

Direcionada a 90° da componente tangencial, esta componente é exclusiva dos movimentos circulares (MCU ou MCV), e atua direcionada radialmente, no sentido da trajetória para o centro da curvatura, alterando a direção do vetor velocidade instantânea.

A mudança de direção da *velocidade instantânea* se dá de duas formas:

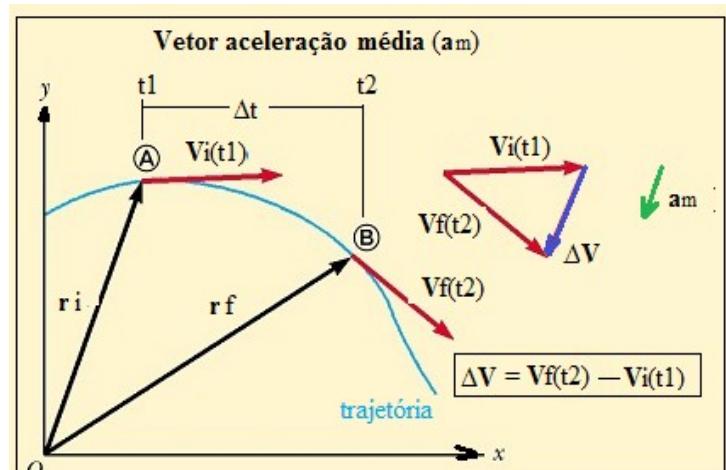
- Aceleração Centrípeta :** É sempre o resultado da atuação de uma força mecânica, provocada por algum dispositivo, para forçar o móvel a alterar a trajetória inercial (retilínea), e com isso fazer um movimento circular aberto (curvas horizontais ou verticais) ou um movimento rotacional, em qualquer direção.
- Aceleração da gravidade:** É a força atrativa, perene, que atua sempre verticalmente, de cima para baixo, sobre qualquer objeto em movimento nas proximidades da terra,

As duas acelerações, quando multiplicadas pela massa inercial do móvel, resultam nas forças Centrípeta e Gravitacional respectivamente, cuja unidade de medida é o Newton (N).

Vetor aceleração média (a_m) – calculado pela relação entre o vetor diferença das velocidades instantâneas em dois pontos da trajetória do móvel (ΔV), no intervalo de tempo entre eles (Δt).

$$(a_m) = \Delta V / \Delta t$$

Esta operação pode ser interpretada como o produto do vetor (ΔV) pelo escalar ($1 / \Delta t$), por isso o vetor resultante (a_m) tem a mesma direção e sentido de (ΔV).



$$(a_m) = \Delta V(1 / \Delta t)$$

Módulo do vetor aceleração tangencial [a_t(t)] : é a aceleração média no menor intervalo de tempo possível, quando (Δt) tende a zero.

$$a_t(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta V}{\Delta t}$$

1.2.3 Movimentos retilíneos

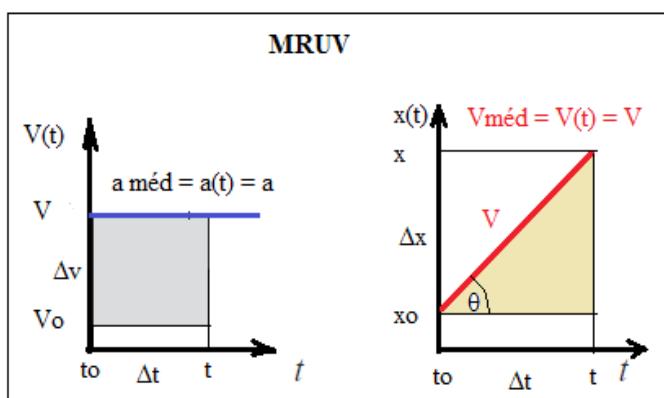
Característica comum a todos:

- Módulo da aceleração centrípeta: nula.
- Módulo da aceleração tangencial: constante.

MRU – movimento retilíneo e uniforme: com aceleração zero, ou seja, velocidade instantânea constante.

O móvel se desloca com distâncias iguais em intervalos de tempo iguais. Uma vez que não se tem aceleração sobre o corpo no MRU, a resultante das forças aplicadas é nula (primeira lei de Newton - Lei da Inércia). Neste caso, a velocidade instantânea, em qualquer instante, é igual à velocidade média.

MRUV – Movimento Retilíneo Uniformemente Variado – o caso clássico deste tipo de movimento é o *lançamento vertical e a queda livre de um móvel*. Este movimento é estudado inicialmente sem considerar o arrasto, que é a perda em consequência da interação entre o móvel e a atmosfera. Neste caso, a aceleração é a força atrativa da gravidade terrestre, que próximo à superfície é praticamente constante.



O estudo do MRUV, quando ocorre em outra direção diferente da vertical $\pm 90^\circ$, é feito pelo princípio da separação dos movimentos combinados: analisa-se a componente horizontal e sua respectiva aceleração, e a componente vertical, que obrigatoriamente terá a aceleração da gravidade.

MRUV pode ser:

- Acelerado: aceleração constante e positiva, somada à velocidade instantânea.
- Desacelerado: aceleração constante e negativa, subtraída da velocidade instantânea.

Se considerarmos $t_0 = 0$, teremos as seguintes fórmulas:

função horária da velocidade
$a = \frac{\Delta v}{\Delta t} \Rightarrow a = \frac{(V - V_0)}{t} \Rightarrow V = V_0 + a \cdot t \Rightarrow t = \frac{(V - V_0)}{a}$

FUNÇÃO HORÁRIA DA POSIÇÃO

sendo $V_m = \frac{\Delta x}{t} \Rightarrow \Delta x = V_m \cdot t$ Se considerarmos $V_m = \frac{1}{2} (V_0 + V)$ teremos:

$$\Delta x = \left[\frac{1}{2} (V_0 + V) \right] t \quad \text{substituindo "V" pela função horária da velocidade, teremos:}$$

$$\Delta x = \left[\frac{1}{2} (V_0 + (V_0 + a \cdot t)) \right] t \Leftrightarrow \Delta x = \frac{1}{2} (2 \cdot V_0 \cdot t) + \frac{1}{2} a \cdot t^2$$

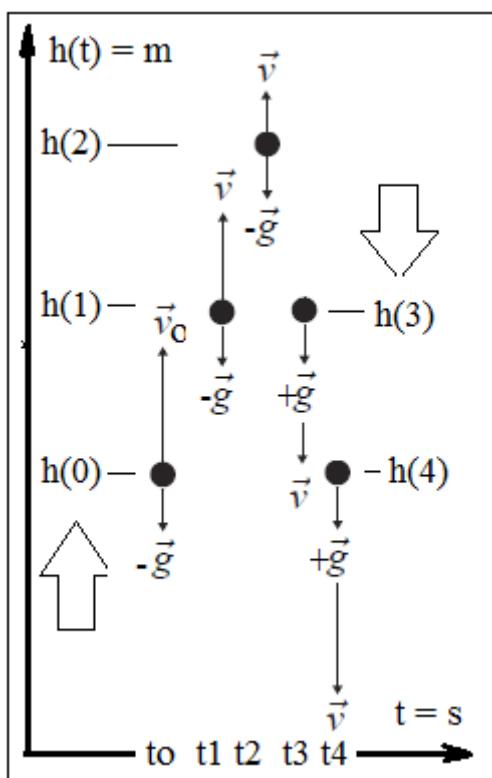
$$\Delta x = V_0 \cdot t + \frac{1}{2} a \cdot t^2 \quad \Rightarrow \quad t = \sqrt{\frac{2 \cdot x(t)}{a}}$$

$$V = V_0 + a \cdot t \Rightarrow t = \frac{(V - V_0)}{a} \quad \text{substituindo "t" em } \Delta x = \left[\frac{1}{2} (V_0 + V) \right] t$$

teremos: $\Delta x = \left[\frac{1}{2} (V_0 + V) \right] \left[\frac{(V - V_0)}{a} \right] \Leftrightarrow \Delta x \cdot 2a = V^2 - V_0^2$

Equação de Torricelli $V^2 = V_0^2 + \Delta x \cdot 2a$

Lançamento vertical e queda livre



Função horária da posição, na subida:

$$h = h_0 + V_0 \cdot t - \frac{g \cdot t^2}{2}$$

Função horária da posição, na descida:

$$h = h_{\max} + \frac{g \cdot t^2}{2}$$

Torricelli na subida:

$$V^2 = V_0^2 - 2 \cdot g \cdot \Delta h$$

Torricelli na descida:

$$V^2 = V_0^2 + 2 \cdot g \cdot \Delta h$$

Função horária da velocidade na subida:

$$V(ts) = V_0 - g \cdot \Delta ts$$

Função horária da velocidade na descida:

$$V(td) = g \cdot \Delta td$$

Tempo de subida:

$$\Delta t_s = \frac{(V - V_0)}{g}$$

Tempo de descida:

$$\Delta t_d = \sqrt{\frac{2.h(t)}{g}}$$

1.2.4 Casos especiais de movimentos combinados

1.2.4.1 Lançamento horizontal – É um movimento combinado, com uma componente vertical e outra horizontal, visualizado graficamente em duas dimensões, com os pontos de observação referenciados a um instante (t).

Seu estudo se dá numa situação teórica, onde o ar atmosférico não oferece resistência ao avanço (sem arrasto). O lançamento horizontal pode ser feito a partir de um equipamento fixo, mais alto que o solo (caso 1), ou pode ser feito a partir de uma aeronave em voo, deixando o projétil cair em queda livre (caso 2).

Condições iniciais: $h > 0$ m; $\theta = 0^\circ$; $a = -g$

A componente vertical (z) - é um Movimento Retilíneo Uniformemente Variável, com aceleração positiva e constante, velocidade inicial nula [$V_0(z) = 0$].

A representação gráfica se dá no eixo “z” e a sua trajetória será uma reta, que é a visão de um observador em terra, posicionado à frente e alinhado com a direção do lançamento, nos dois casos citados acima.

No caso 2, quando uma aeronave faz o lançamento, ela passa a ser o referencial vertical, e um observador embarcado verá o projétil em queda livre, sempre abaixo da aeronave, pois o projétil e a aeronave terão a mesma velocidade

Função horária da posição, com $h_0 = 0$:
$$h = h_0 - (g.t^2) / 2$$

Função horária da velocidade:
$$V = - g.t$$

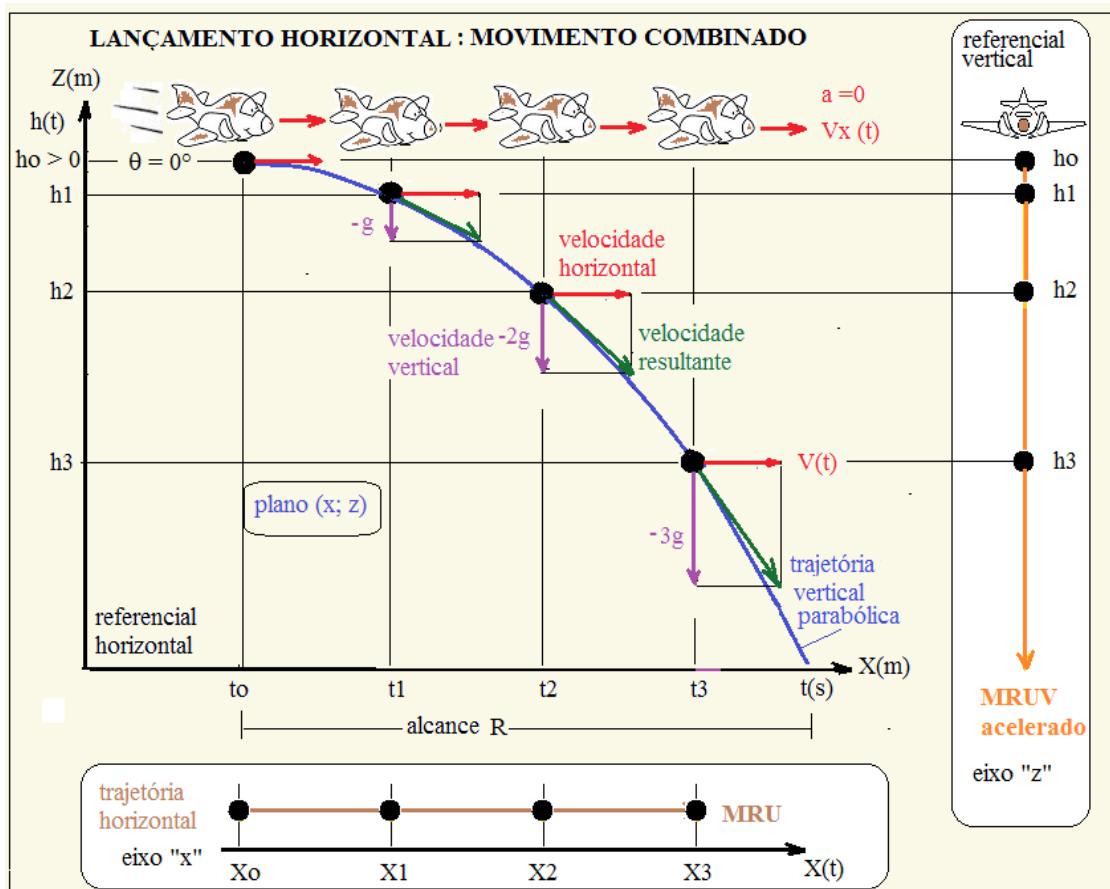
A equação de Torricelli dá a velocidade vertical instantânea ao quadrado, em função da altura final (h):

$$V^2 = 2g.h$$

A componente horizontal (x) - é um Movimento Retilíneo e Uniforme (MRU) e é representado no eixo “ $x(t)$ ”.

O alcance horizontal (R) é dado por:
$$R = V \cdot t$$

Perfil vertical (x;z) - a sua trajetória é uma semi-parábola, que pode ser representada graficamente no plano vertical ($x; z$).



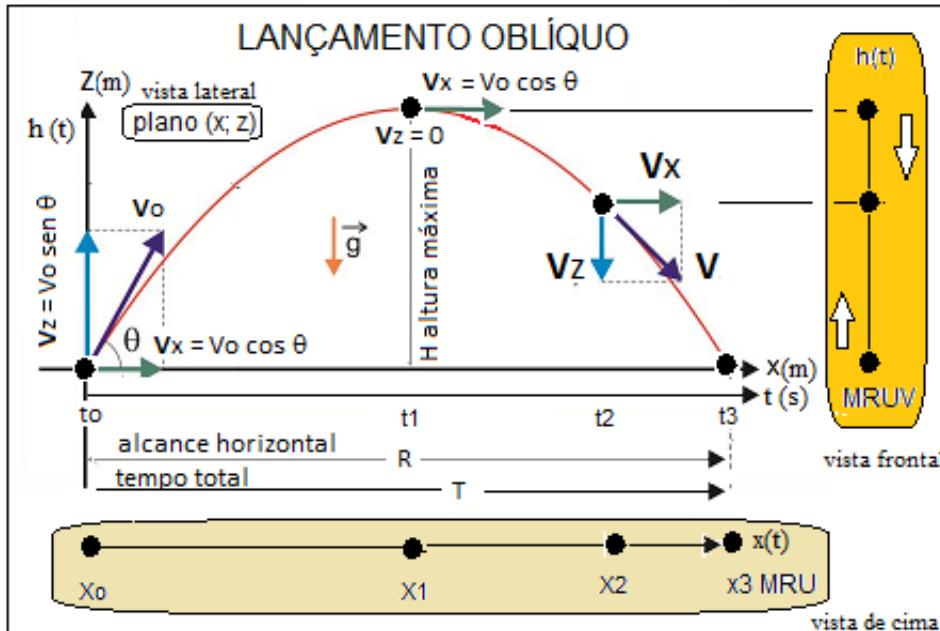
1.2.4.2 Lançamento oblíquo - Também é um movimento combinado, com uma componente vertical e outra horizontal, visualizado graficamente em duas dimensões, com os pontos de medição referenciados a um instante (t).

Seu estudo se dá numa situação teórica, onde o ar atmosférico não oferece resistência ao avanço (sem arrasto). Vamos considerar nosso estudo com o lançamento oblíquo sendo feito a partir de um equipamento fixo no solo nivelado.

A componente vertical (z) : é um Movimento Retilíneo Uniformemente Variável (MRUV) representado no eixo $[z(t)]$, que é a visão de um observador em terra, posicionado à frente e alinhado com a direção do lançamento. Este movimento ocorre em dois momentos, com sentidos opostos:

- Primeiro momento: sentido ascendente, com aceleração negativa e constante ($a = -g$). A velocidade vertical inicial V_{0z} é máxima, e vai decrescendo até a posição de máximo alcance vertical ($h_{máx}$), quando a velocidade vertical chega a “zero”: $V(t_{hmáx}) = 0$.
- Segundo momento: sentido descendente, com aceleração positiva e constante ($a = +g$). A velocidade vertical inicia com “zero”, e vai crescendo diretamente com “ g ” até a posição final.

que é a visão de um observador em terra, posicionado à frente e alinhado com a direção do lançamento



Velocidade vertical inicial:

$$V_0 = V_0 \sin \theta$$

Função horária da velocidade vertical $[V(t)]$:

- instante inicial $t_0 = 0$.
- $\Delta v = V(t) - V_0 \rightarrow \Delta v = V(t) - V_0 \sin \theta$
- Alteração da velocidade pela ação da aceleração da gravidade no tempo: $\Delta v = -g.t$, ou $V(t) - V_0 \sin \theta = -g.t$ daí, teremos:

$$V(t) = (V_0 \sin \theta) - g.t$$

Função horária da posição vertical:

$$h(t) = h_0 + [(V_0 \sin \theta) \cdot t] - [(g \cdot t^2) / 2]$$

Tempo da altura máxima:

quando $V_z(t) = 0$ teremos: $0 = V_0 \sin \theta - g.t \implies t_{\text{hmáx}} = (V_0 \sin \theta) / g$

Tempo total: $T = 2 \cdot t_{\text{hmáx}}$

$$T = 2[(V_0 \sin \theta) / g]$$

A equação de Torricelli nos dá a velocidade vertical instantânea ao quadrado, em função da altura final (h) do movimento. Sendo $\Delta h = h - h_0$, teremos:

$$V^2(h) = (V_0 \sin \theta)^2 - 2g \cdot \Delta h$$

Altura máxima: quando $V_z(t) = 0$, da equação de Torricelli, teremos: $0^2 = (V_0 \sin \theta)^2 - 2g.h$

$$H = (V_0^2 \sin^2 \theta) / 2g$$

Componete horizontal $[x(t)]$: é um Movimento Retilíneo e Uniforme (MRU) representado no eixo “ $x(t)$ ” .

Principais fórmulas do movimento horizontal:

Velocidade horizontal:

$$V_o = V_o \cos \theta$$

Função horária da posição horizontal:

$$x(t) = x_0 + (V_o \cos \theta) \cdot t$$

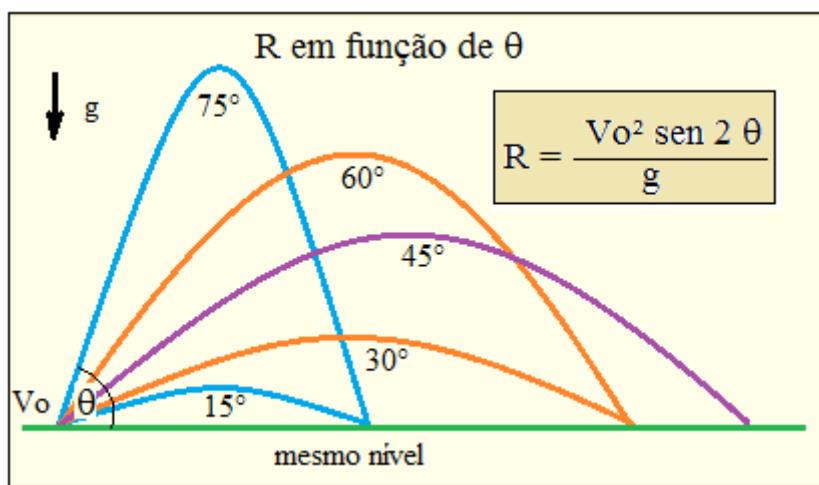
Alcance horizontal em função do tempo:

$$R = V \cdot t$$

$$R = (V_o \cos \theta) \cdot t$$

Perfil do movimento combinado: Parábola representada no plano (x; z).

Alcance horizontal para o mesmo nível e mesma V_o , em função do ângulo θ :



Notar que:

- Os lançamentos com ângulos complementares ($\theta_1 + \theta_2 = 90^\circ$) têm o mesmo alcance.
- O maior alcance é com $\theta = 45^\circ$.

1.2.4.3 Movimentos circulares abertos (curvas) e movimentos rotacionais em duas dimensões

No estudo das grandezas vetoriais dos movimentos, em duas dimensões, já tivemos contato com as trajetórias circulares abertas, onde vimos as distâncias como grandezas lineares, sem considerarmos a trajetória como um arco de circunferência.

A partir do momento em que focamos na trajetória circular como um arco de circunferência, temos que considerar duas grandezas escalares: o comprimento do arco (S) e o raio (R) da circunferência, além do ângulo (θ), formado pelo raio, na extremidade do arco, e o eixo “x” positivo, que é a referência do movimento.

Radiano - Se em vez de usarmos o “metro” como unidade de medida do comprimento de uma circunferência, usarmos o raio dessa circunferência, teremos a unidade de medida “radiano”.

Valor de “pi” (π) – É um número irracional que expressa a relação entre o comprimento ou perímetro de uma circunferência (C) e seu diâmetro (d), cujo valor é 3,1416...

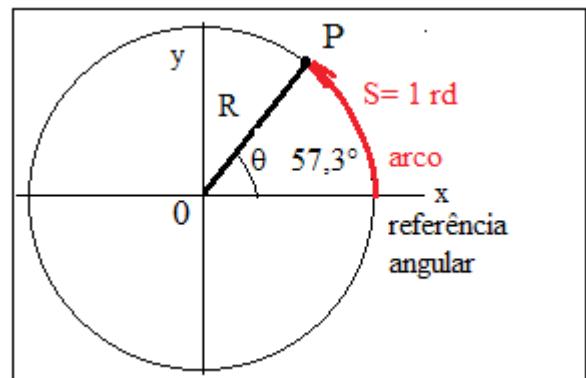
$$\pi = C / d \quad \text{como } C = 360^\circ \text{ e } d = 2r, \text{ teremos:}$$

$$\pi = 360^\circ / 2r \quad \text{ou} \quad \pi = 180^\circ / r$$

Conversões de unidades angulares: a partir da equação de “pi”, teremos a expressão que nos permitirá fazer as respectivas conversões entre as unidades “graus” e “radianos”:

$$180^\circ$$

$$\pi \text{ rd} =$$



A conversão de graus em radianos, será: $\text{radiano} = (\text{grau} * \pi) / 180$

A conversão de radianos em graus, será: $\text{grau} = (\text{radiano} * 180) / \pi$

Comprimento do arco de circunferência com 1 rd corresponde a um ângulo $\theta = 57,3^\circ$.

Posição angular ou “argumento” (θ) – informa a posição angular instantânea de um móvel em movimento rotacional durante um período (T), assumindo valores de 0 rd (0°) a 2π rd (360°). É o ângulo formado pelo vetor \vec{OP} com o eixo “x” positivo, que é a referência do deslocamento. O crescimento angular segue a direção do movimento.

Deslocamento angular ($\Delta\theta$) - dado diretamente em grau ou convertido para radiano:

$$(\Delta\theta) = (\theta_2 - \theta_1)$$

Comprimento do arco (S) – o ângulo deve ser convertido para radianos, e o comprimento será dado em radianos:

$$S = \Delta\theta \cdot R \quad \text{rd}$$

Período (T) – o tempo decorrido numa volta completa (círculo) do vetor, dado em segundo:

$$T = t / n \quad \text{s} \rightarrow \text{onde "n" é o número de círculos.}$$

Quando o círculo é uma volta teremos $n = 1 \rightarrow \alpha = 2\pi$. Neste caso teremos: $T = t$.

Nesta situação, teremos:

$$2\pi = \omega \cdot T \quad \text{rd} \quad \rightarrow \quad \omega = 2\pi / T \quad \text{rd/s}$$

Frequência (f) – é o número de ciclos realizados pelo vetor na unidade de tempo, cuja unidade de medida no SI é o Hertz (Hz), ou ciclos por segundo (s^{-1}).

$$f = n / t \quad \text{Hz}$$

Relação entre período e frequência: $f = 1 / T \quad s^{-1}$ ou $T = 1 / f \quad s$

Velocidade e Frequência angular (ω – ômega)

Velocidade angular – É a razão entre o deslocamento angular e o tempo gasto. Unidade de medida: rd / s (radianos por segundo).

$$\omega = \Delta\theta / \Delta t$$

Dessa expressão, se pegarmos $\Delta\theta = \omega\Delta t$ e dividirmos os dois termos por Δ , teremos: $\theta = \omega \cdot t$

A relação entre a velocidade tangencial e a velocidade angular é dada por:

$$V_{tan}(t) = \omega(t) * R$$

Isto significa que, se a velocidade angular de um objeto for constante, a velocidade tangencial de um ponto próximo ao seu eixo é menor do que a velocidade tangencial de um ponto na periferia do objeto e esse crescimento é diretamente proporcional ao raio (R).

A relação entre a velocidade tangencial e o período angular é dada por:

$$T = 2\pi R / V_{tan}(t)$$

Frequência angular : quando a velocidade angular é expressa em função da frequência temporal (f):

$$\omega = 2\pi f \text{ rd / s}$$

Exemplos:

Converter $f = 60\text{Hz}$ em rd / s :

$$\omega = 2\pi f \text{ rd / s} \rightarrow \omega = 2\pi \cdot 60 \text{ rd / s} \rightarrow \omega = 120\pi \text{ rd / s} \text{ ou } \omega = 377 \text{ rd / s}$$

Converter $\omega = 377 \text{ rd / s}$ em Hz :

$$f = \omega / 2\pi \text{ Hz} \rightarrow f = 377 / 2\pi \text{ Hz} \rightarrow f = 60 \text{ Hz}$$

Aceleração angular média (α_m) – grandeza vetorial que, se diferente de zero, altera o módulo da velocidade angular instantânea (ω) de um móvel a cada unidade de tempo. Pode-se calcular seu valor médio no intervalo de tempo $\Delta t = (t_2 - t_1)$ com a seguinte expressão:

$$\alpha_m = \Delta\omega / \Delta t \quad \text{Sendo } \Delta\omega = (\omega_2 - \omega_1).$$

Aceleração angular instantânea [$\alpha(t)$] - é a aceleração média, no menor intervalo de tempo possível, quando Δt tende a zero.

$$\alpha(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta\omega}{\Delta t}$$

Relação entre a aceleração tangencial e a aceleração angular é dada por:

$$a_{tan}(t) = \alpha(t) \cdot r$$

Aceleração Centrípeta (a_{cp}) - a reação inercial de um objeto em movimento é manter a direção retilínea. O que faz um movimento seguir uma trajetória circular é a componente centrípeta da aceleração, apontada do móvel para o centro do movimento, que provoca a mudança contínua da direção do vetor velocidade, independente do valor do seu módulo.

Essa componente só existe quando há uma força artificial que a provoque, como por exemplo, o giro dos pneus dianteiros de um carro, o giro do leme de uma embarcação ou aeronave, uma corda segurando o objeto em movimento circular.

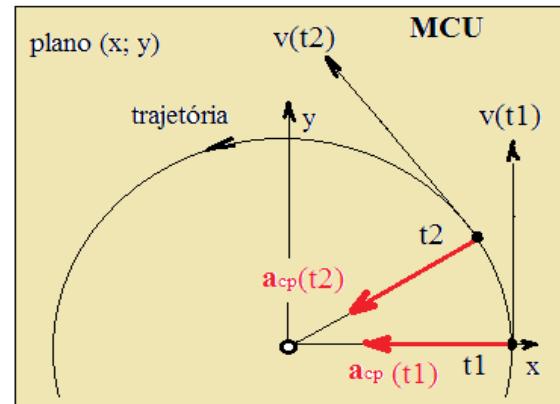
Módulo do vetor aceleração centrípeta [a_{cp} (t)] : é a razão entre o quadrado do módulo da velocidade instantânea [v² (t)] e o raio (r) da curvatura da trajetória.

$$a_{cp} = v^2 \frac{(t)}{r}$$

NOTA: a “força centrífuga” como se imagina, atuando radialmente sobre um corpo de massa “m”, em função de um movimento rotacional, não existe. A força centrífuga, dessa forma, só existe numa linha de força do campo elétrico de uma carga pontual (q+) em repouso, pois vai repelir radialmente uma partícula (q-) colocada na sua proximidade.

Na verdade, o que chamamos de “força centrífuga”, é a “reação inercial” de um corpo em movimento rotacional que, ao ser impelido, vai seguir uma trajetória retilínea e tangencial à sua trajetória circular inicial (primeira lei de Newton), conforme ilustrado nos exemplos abaixo:

- Um veículo em trajetória retilínea, ao fazer uma curva à esquerda, leva o passageiro carona a se sentir “empurrado” para a direita (sentido oposto à curva). Na realidade ele tende a seguir a trajetória retilínea em que estava até o início da curva.
- Um móvel em movimento circular, retido por uma corda, ao ser liberado no instante “t”, vai ser lançado numa trajetória retilínea, a 90° da aceleração centrípeta que o mantinha preso. ou seja, vai “sair pela tangente” no ponto onde foi desgarrado.



1.2.4.4. Movimento circular e uniforme (MCU)

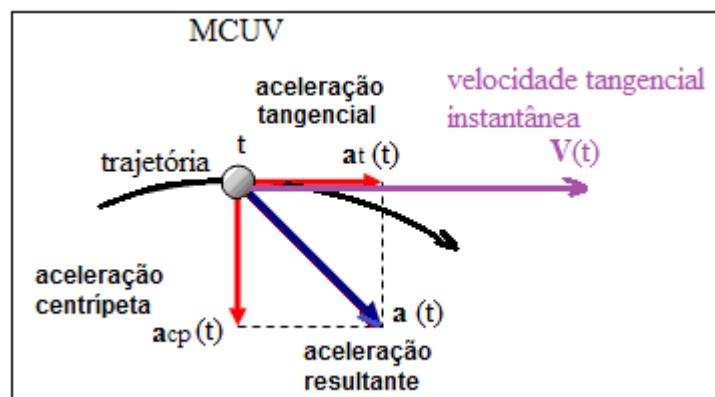
Características:

1. A trajetória é uma circunferência.
2. A aceleração tangencial é nula, por isso a velocidade tangencial instantânea é constante em módulo.
3. A aceleração centrípeta é constante em módulo, na direção radial, com sentido para o centro da circunferência.

1.2.4.5 Movimento circular uniformemente variado (MCUV)

Características:

1. A trajetória é uma circunferência.
2. A velocidade tangencial é uniformemente variável em módulo (crescente ou decrescente) e variável em direção, por unidade de tempo.



3. A aceleração tangencial é constante em módulo.
4. A aceleração resultante [$\mathbf{a}(t)$] é dada pela soma vetorial da aceleração tangencial e da aceleração centrípeta.

1.3 Forças - representação vetorial. Unidades de medida

Força (\mathbf{F}) - é um dos conceitos fundamentais da Física Newtoniana. Relacionada com as três leis de Newton, é uma grandeza que tem a capacidade de vencer a inércia de um corpo. É diretamente proporcional a qualquer tipo de aceleração imposta ao corpo e à sua massa inercial.

NOTA: a aceleração mecânica (\mathbf{a}) é uma grandeza vetorial composta, com uma componente longitudinal, que modifica a velocidade do corpo, e outra componente perpendicular, que se existir, modificará a direção do movimento e é chamada de aceleração centrípeta. Já a aceleração da gravidade (\mathbf{g}) é uma grandeza vetorial simples: direção vertical com sentido para o centro da Terra.

Unidade de medida (SI) - Newton (N)

Corresponde à força exercida sobre um corpo de massa inercial igual a 1 kg capaz de provocar uma aceleração de 1 m/s^2 .

Instrumento de medida → Dinamômetro.

Sistema Inglês → Libra força (0,45 Kg/f).

1.3.1 Segunda Lei de Newton – Massa inercial e densidade. Centro de massa

Massa inercial (m) - **Definição aplicada à física:** grandeza escalar que representa a propriedade física da inércia de um corpo.

Há de se considerar dois pontos para completar este conceito:

- corpos com o mesmo formato físico e mesmo volume podem ter diferentes quantidades de matéria elementar (átomos, moléculas ou íons).
- a inércia de um corpo, de determinado material e determinada forma, depende da quantidade de matéria elementar e também da gravidade terrestre.
- a massa inercial de um mesmo corpo, ao nível do mar, pode apresentar valores diferentes se a “pesagem” acontecer nos polos, ou na linha do equador, haja vista a pequena diferença do valor no módulo da gravidade (g) nessas latitudes.

Interpretação da “pesagem” de um corpo – A propriedade da massa inercial de um corpo é medida através do dispositivo denominado balança, que faz a comparação entre um corpo de massa inercial desconhecida com um “padrão”, e este processo é chamado de “pesagem”.

Se considerarmos como um sistema em equilíbrio, uma balança e sobre ela um corpo a ser “pesado”, e esse sistema está completamente imóvel, o valor indicado pela balança representa a massa inercial do corpo ou “peso estático”.

Isto se justifica porque, se durante a pesagem houver qualquer movimento relativo entre o corpo e a balança, pela atuação de uma ou mais forças externas sobre o sistema, essas forças serão somadas vetorialmente ao “peso estático” do corpo, alterando a indicação da balança.

Unidade de medida de massa inercial (SI) → quilograma (Kg)
 Conversão para Libra: 1 Kg = 2,2 Lb

A segunda lei de Newton - o princípio fundamental da **dinâmica** faz uma relação da resultante vetorial das forças aplicadas (**F**) em um corpo de massa inercial (m) com a aceleração (**a**) adquirida por ele.

$$\mathbf{F} = m \cdot \mathbf{a}$$

- F** → Força (N = Newton);
- m** → massa inercial (Kg);
- a** → aceleração (m/s²)

Densidade (ρ – letra grega “rô”) - é uma grandeza escalar que representa a razão entre a massa inercial (m) de um corpo e o volume por ele ocupado (V). É denominada também de massa volumétrica. Temos então:

Unidade de medida: Kg/m³.

$$\rho = m / V \quad (\text{representada pela letra grega “rô” } \rho) \quad \text{onde}$$

ρ → densidade Kg / m³ (*diretamente proporcional à massa inercial e inversamente proporcional ao volume*)

m → massa inercial em Kg.

V → volume em m³.

Centro de massa – é um ponto fixo onde se concentra toda a massa de um corpo do ponto de vista inercial, independentemente de sua forma ou material. É um conceito utilizado para análise do movimento livre dos corpos. Se um corpo for lançado no espaço, seu centro de massa seguirá exatamente na linha de sua trajetória.

- O centro de massa pode ficar fora do corpo, como nos aros, esferas ocas ou formas semi-circulares.
- O centro de massa só coincide com o “centróide” quando o corpo é geometricamente simétrico e sua densidade é homogênea.

Centróide – é centro geométrico de qualquer corpo, independentemente do seu material. Também pode existir fora do corpo como nos aros, esferas ocas ou formas semi-circulares.

1.3.2 Gravidade – Peso de um corpo. Peso específico. Centro de gravidade de um corpo

A gravidade - é uma das quatro forças fundamentais da natureza (junto com a força forte nuclear, eletromagnetismo e força fraca nuclear). Os objetos com grande massa inercial exercem atração uns sobre os outros.

Do ponto de vista prático, a atração gravitacional da Terra confere **peso** aos objetos e faz com que caiam ao chão quando são soltos no ar.

A gravidade é a força responsável por manter a Terra e os outros planetas em suas respectivas órbitas em torno do Sol, e a Lua em órbita em volta da Terra, bem como pela formação das marés e por muitos outros fenômenos naturais.

Aceleração da gravidade (g) – é uma grandeza vetorial simples, que representa a intensidade do campo gravitacional ao redor da terra. A aceleração da gravidade ao nível do mar, e na latitude de 45°, é igual a 9,80665 m/s².

Gravidade nos polos = 9.832 m/s².

Gravidade na linha do Equador = 9.78 m/s²

1.3.2.1 Força-peso (W - weight) – é uma grandeza vetorial simples com direção sempre na vertical e sentido sempre apontando para o centro da terra.

O **módulo** da Força-peso é expresso pela Segunda Lei de Newton como:

$$W = m \cdot g$$

A unidade de medida (SI): Newton (N)

Um corpo com massa inercial de 1 kg, em movimento vertical e na latitude de 45°, pesa 9,8 N ou 1 Kgf.

NOTA: em todos os problemas de estática ou dinâmica, sempre há de se considerar a presença da força da gravidade, cujo módulo deve ser somado algebricamente aos módulos das componentes vetoriais verticais das forças que atuam sobre o corpo.

Peso específico (γ - letra grega gama) – é definido como o **peso (W)**, por unidade de volume (V). No SI a unidade é: N/m³.

Também pode ser calculado multiplicando-se a massa volumétrica do material (kg/m³) pela aceleração da gravidade (g) m/s².

Centro de gravidade de um corpo (CG) – todo corpo ao redor da terra está submetido à ação da atração da gravidade, por isso, ao se analisar o equilíbrio estático dos corpos, o seu centro de massa (CM) passa a ser o seu centro de gravidade (CG).

A posição do CG de um corpo, relativa a um ponto de apoio, pode determinar a estabilidade do equilíbrio do corpo: estável, instável ou indiferente.

- Um corpo submetido apenas à atração da gravidade, quando suspenso por qualquer ponto fora do CG, terá o seu CG alinhado verticalmente e abaixo desse ponto.
- Um corpo submetido apenas à atração da gravidade, apoiado exatamente no seu CG e com liberdade para girar em qualquer direção, pode parar em qualquer posição aleatória, significando que está em perfeito equilíbrio estático.

Representação vetorial das forças – um sistema de duas forças atuando sobre um objeto pode ter as seguintes configurações:

1. forças no mesmo ponto de aplicação, mesma direção e mesmo sentido.

CASO 1: FR terá módulo igual à soma dos módulos F1 e F2 e terá a mesma direção e o mesmo sentido das duas forças componentes e paralelas.



2. forças no mesmo ponto de aplicação, mesma direção, mas sentidos opostos.

CASO 2: FR terá módulo igual à diferença entre os módulos F1 e F2, e terá a direção e sentido do maior vetor.



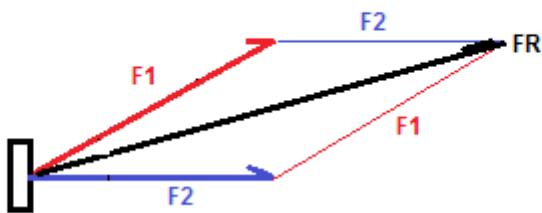
$$F1 = 8 \text{ N}$$

$$F2 = 4 \text{ N}$$

$$FR = 4 \text{ N}$$

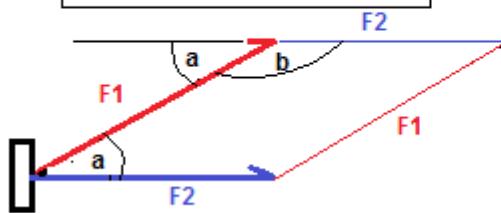
3. forças no mesmo ponto de aplicação, com direções e sentidos diferentes, formando um determinado ângulo, diferente de 90° e 180° .

CASO 3: Método geométrico: Resultante será a diagonal de um paralelogramo formado pelas duas forças atuantes

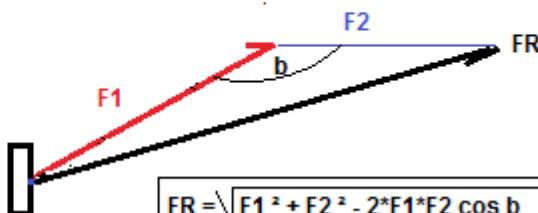


CASO 3: MÉTODO TRIGONOMÉTRICO

$$\text{ângulo "b"} = 180^\circ - \text{ângulo "a"}$$



Por esse triângulo, a intensidade da força resultante é determinada pela lei dos cossenos

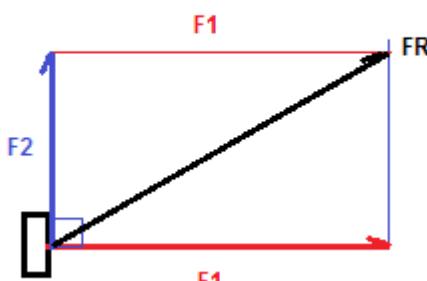


$$FR = \sqrt{F1^2 + F2^2 - 2*F1*F2 \cos b}$$

4. forças no mesmo ponto de aplicação, com direções e sentidos diferentes, formando um ângulo de 90° .

CASO 4: Teorema de Pitágoras: composição

$$FR = \sqrt{F1^2 + F2^2}$$



1.3.3 Terceira Lei de Newton – princípio da ação e da reação. Resultante. Deformações

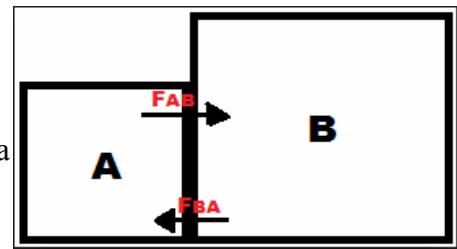
O Princípio da Ação e Reação constitui a Terceira Lei de Newton e pode ser enunciado assim:

Para toda ação, há sempre uma reação oposta e de igual intensidade. As ações mútuas, entre dois corpos, serão sempre iguais e dirigidas em direções opostas.

$$\mathbf{F}_{AB} = -\mathbf{F}_{BA}$$

Onde $[\mathbf{F}_{AB}]$ significa a força de A sobre B e $[-\mathbf{F}_{BA}]$ significa a força oposta de B sobre A.

Um conjunto de forças atuantes em um objeto terá sempre uma força resultante que indicará a intensidade do movimento, sua direção e sentido.



Deformações – são resultados de esforços mecânicos impostos aos materiais. Os principais tipos são:

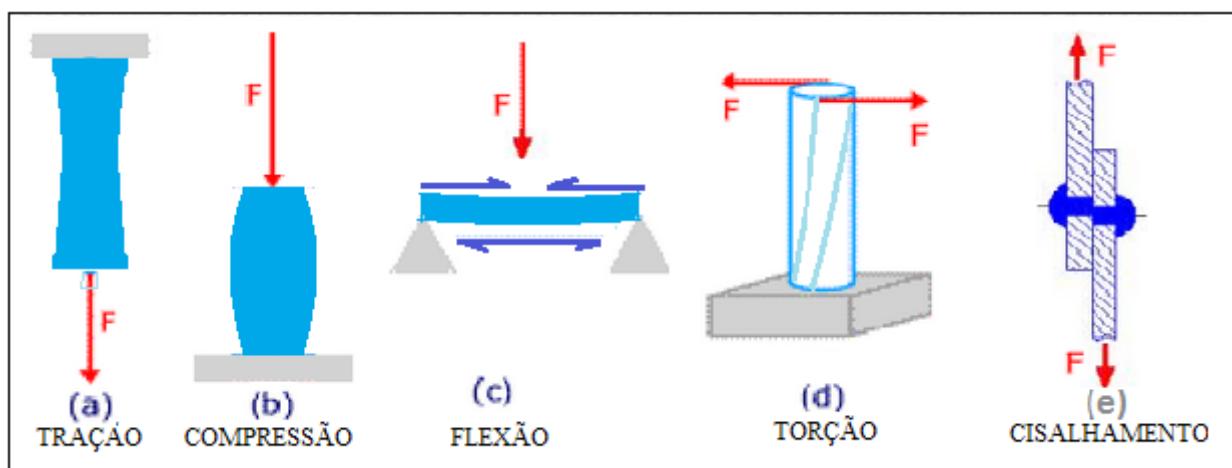
(a) *Tração* - Solicitação que tende a alongar o corpo, ocorre no sentido inverso ao apoio, semelhante aos cabos de aço de um guindaste.

(b) *Compressão* - Solicitação que tende a encurtar o corpo, no mesmo sentido da força aplicada, semelhante às colunas de uma construção.

(c) *Flexão (flambagem)* - Solicitação que tende a curvar um corpo, tanto apoiado horizontal como verticalmente, semelhante a uma prancha flexível, entre dois apoios nas extremidades. É composta por duas solicitações antagônicas: tração, na região externa, e compressão, na região interna ou do ponto de aplicação da força.

(d) *Torção* - Solicitação que tende a torcer o corpo, através de uma rotação angular sobre o eixo geométrico do corpo, semelhante ao eixo Cardan dos caminhões.

(e) *Cisalhamento ou Corte* - Solicitação que tende a cortar o corpo, ocorre com o deslocamento paralelo em sentido oposto de duas seções contíguas, semelhante ao corte de uma tesoura ou guilhotina.

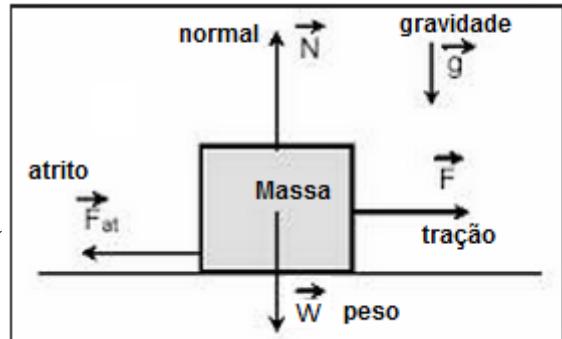


1.3.4 Forças resistentes: resistência do ar e atrito

Força Normal (N) - A força normal é uma força de apoio. Quando apoiamos um corpo sobre uma superfície horizontal, haverá uma força perpendicular, ou normal, contrária à força peso (mesma direção e sentido contrário).

Forças resistentes e dissipativas - Quando um sistema apresenta forças resistentes (dissipativas), ocorre a diminuição da energia útil resultante.

Uma força resistente é aquela cujo trabalho realizado depende não só da trajetória descrita pelo ponto de aplicação, como também da velocidade, da forma geométrica e da rugosidade superficial do corpo que se move.



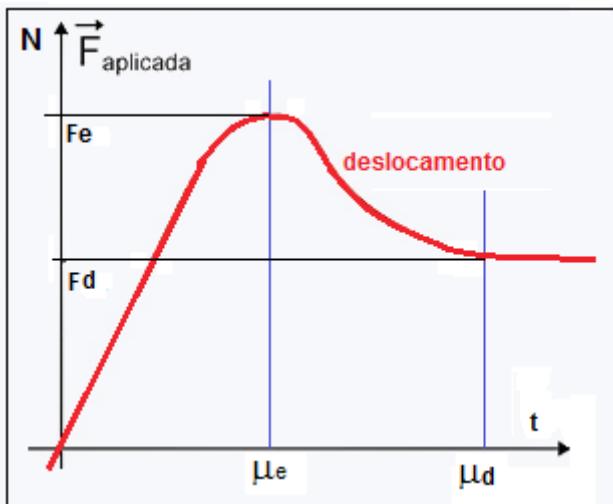
Força de Atrito (F_{at}) - É uma força que existe entre dois móveis em contato uma com o outro, e que se manifesta dificultando a movimentação de um em relação ao outro.

As superfícies nunca são perfeitamente lisas, sempre há rugas mínimas que dificultam o deslizamento sobre ela. Algumas superfícies são mais rugosas e outras são mais lisas. As mais rugosas fazem um atrito maior que as lisas. Por isso é mais fácil a gente escorregar num piso molhado e com sabão (lubrificado) do que no piso seco, já que a lubrificação diminui o atrito.

Coeficiente de atrito (μ) letra grega mi – é um valor dado em tabelas, de acordo com o material e a rugosidade superficial apresentada, e é classificado em dois tipos:

- Coeficiente de atrito estático (μ_e): se manifesta no início da movimentação relativa dos móveis.
- Coeficiente de atrito dinâmico (μ_d): se manifesta quando já foi estabelecido o movimento relativo dos móveis.

No gráfico ao lado, percebe-se que o Coeficiente de atrito estático requer uma força maior (F_e) para iniciar o deslocamento do móvel, e quando este já está em movimento, a força (F_d) será menor para manter o seu deslocamento.



As fórmulas para o cálculo da força de atrito levam em conta o tipo Coeficiente de atrito que está em jogo e o valor da força normal.

$$F_e = \mu_e * N \quad F_d = \mu_d * N$$

1.3.5 Momento de uma força rotacional (torque)

Torque (τ letra grega tau) – é o produto de uma força (F) sobre o eixo de um objeto, a uma distância (d) do seu eixo de rotação, pelo momento resultante (r).

- A distância (d) é chamada de “braço de torque”. O momento resultante (r), ou distância efetiva, é diretamente proporcional à distância (d) vezes o cosseno do ângulo formado pela direção de aplicação da força com a linha do braço de torque.

A unidade de medida do torque é o Newton / metro (Nm).

o maior torque ocorre com $\theta = 90^\circ$, quando $r = d$

o módulo de r diminui quando θ é maior ou menor que 90° .

o módulo de r "zera" com $\theta = 0^\circ$ ou 180°

F = força aplicada em Newton.
 d = distância, em metro, do centro do movimento ao ponto de aplicação da força.
 r = momento resultante, em função do ângulo (θ) da força aplicada, em metro.
Perpendicular à linha de ação da força.
 θ = ângulo entre o vetor força e a linha "d". ($0^\circ < \theta < 180^\circ$)
 l = linha de ação, suporte do vetor força.
 τ = torque Como $r = d \sin \theta$, teremos $\tau = Fr$

1.3.6 Primeira Lei de Newton – Princípio da inércia

Todo corpo tende a manter seu estado de repouso ou de movimento retilíneo e uniforme, a menos que forças externas provoquem variações no seu estado atual.

Se um carro está parado num terreno plano, ele só se movimentará se for aplicada uma força trativa muito grande (1a. marcha que tem baixa velocidade e elevado torque). Se o carro está em movimento, também num terreno plano, ele só vai parar após se deslocar por um determinado espaço, mesmo sem tração aplicada e sob forte frenagem.

1.4 Energia, trabalho e potência – Conceituação. Unidades de medidas

Energia – é a capacidade de uma força produzir trabalho. Na natureza a energia tem várias fontes: térmica, luminosa, mecânica (movimento), elétrica, química, sonora, etc... que podem ser convertidas entre si.

A unidade SI de trabalho é o joule (J), que se define como o trabalho realizado por uma força de um newton (N) atuando ao longo de um metro (m) na direção do deslocamento. Pode também ser expressa em N.m.

Conservação da Energia – Toda a energia disponível na natureza é conservada. Quando há um processo de transformação, a diferença entre a energia de entrada e a energia de saída sempre será “zero”.

$$\text{Energia de entrada} - \text{Energia de saída} = 0$$

1.4.1 Energia potencial (U) : Diz respeito a um desequilíbrio de cargas ou forças, que pode ser “armazenada”, mediante um trabalho (τ), para ser transformada em energia cinética.

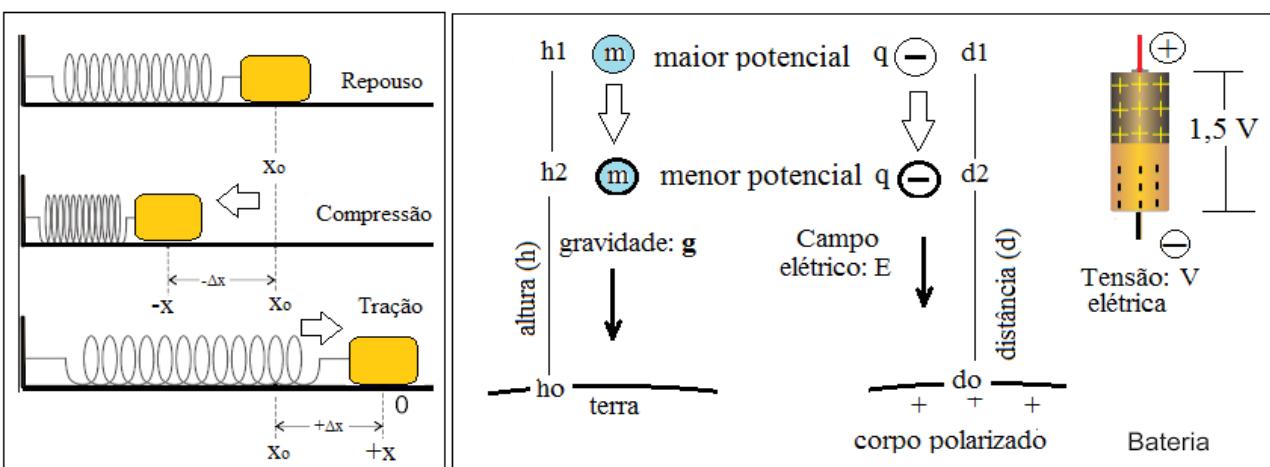
Algumas formas disponíveis:

- atrativa:
 - gravidade terrestre: força perene, atua pela diferença de altura (Δh) entre dois corpos de um sistema.
 - campo elétrico.
 - campo magnético.
- elétrica: quando há um acúmulo de cargas elétricas da polaridades diferentes nos polos de um gerador (Voltagem).
- elástica: presente num corpo flexível sob tensão, compressão ou torção (molas).

Abaixo a equação da energia potencial de um corpo levantado a uma altura (h) acima de um nível de referência (h_0):

$$U(h) = m.g.\Delta h \quad \text{com } \Delta h = h - h_0$$

Exemplos de energia potencial:



1.4.2 Energia cinética (K) – presente no movimento de um corpo. É diretamente proporcional à metade do produto da massa vezes a aceleração ao quadrado, sempre expressa como um escalar positivo.

$$K = (m \cdot V^2) / 2$$

1.4.3 Conservação da Energia Mecânica - A energia mecânica de um corpo é igual à soma da energia potencial com a cinética.

$$E_{\text{me}} = K + U$$

1.4.4 Trabalho (τ – letra grega tau) - é a medida da energia transferida pela aplicação de uma força resultante (F) sobre um objeto, e que provoca seu deslocamento (Δs).

Quando F tem a mesma direção de Δs , teremos:

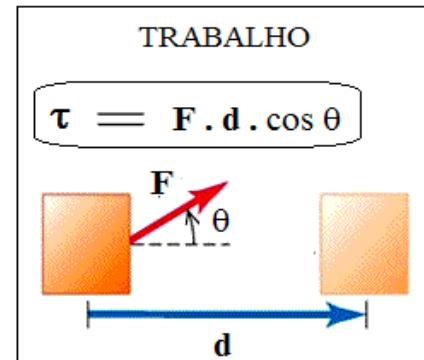
$$\tau = F \cdot \Delta s$$

Quando F tem direção diferente da direção de Δs , teremos:

$$\tau = F \cdot \cos \theta \cdot \Delta s$$

Onde θ é o ângulo entre F e a trajetória de Δs .

Unidade de medida: Joule (J).



1.4.5 Dissipação – na transformação das formas de energia, através da realização de trabalho, sempre há perdas no processo, por dissipação, gerando outras formas de energia, não aproveitadas no processo. Pela Lei de conservação da energia, teremos:

$$\text{Energia de entrada} = \text{Energia aproveitada na saída} + \text{Energia dissipada}$$

1.4.6 Rendimento (η – letra grega eta) – é a relação entre a energia aproveitada na saída e a energia de entrada na realização de trabalho. O rendimento sempre será inferior a 100% ($\eta < 1$) pois em todo processo de conversão de energia há dissipação.

$$\eta = \text{saída} / \text{entrada}$$

1.4.7 Potência (P - power) - é a rapidez com com que o trabalho é realizado.

No SI, a unidade de potência é o W (Watt), dimensionalmente igual a joule por segundo (J / s).

$$P = \tau / t$$

Outras unidades adotadas: cavalo-vapor (cv) = 735,5 W e horse power (hp) = 746,6 W.

1.5 Propriedades do ar que afetam o voo: Temperatura, densidade e pressão

1.5.1 Temperatura – Conceituação. Medição de temperatura. Termômetros. Escalas de medidas: Celsius, Kelvin e Fahrenheit

Termologia ou Termofísica - é a parte da Física que estuda o calor. Os fenômenos são interpretados a partir de modelos da estrutura da matéria, sob dois pontos de vista distintos, porém complementares: o macroscópico (temperatura, energia interna e pressão) e o microscópico (velocidade e energia cinética de átomos e moléculas).

Temperatura (T) - é a grandeza física que mede o estado de agitação das partículas de um corpo. A temperatura caracteriza o estado térmico de um corpo.

O princípio da dilatação térmica é o fundamento das construções de termômetros a gás e líquido: quando um corpo sofre variação em sua temperatura, ele aumenta ou diminui de volume.

Os tipos de termômetros mais antigos funcionavam utilizando um gás ou um líquido, álcool ou mercúrio principalmente.

Ainda hoje, termômetros como os de mercúrio (aqueles que temos em casa) são muito comuns: medem a temperatura do corpo (termômetro clínico) e a temperatura ambiente. O mercúrio é adequado porque é uma substância bem sensível às variações de temperatura, permitindo uma fácil leitura, mesmo para pequenas variações.

Existem outros tipos de termômetros, que utilizam outros princípios de construção e funcionamento: bimetálico, magnético, de radiação, termopar, de resistência elétrica - e também termômetros a gás. (Assunto tratado em Meteorologia).

Calor e temperatura – Princípio fundamental da calorimetria. Escalas termométricas. Principais tipos de termômetros

O calor é a nomenclatura atribuída à energia térmica sendo transferida de um sistema a outro exclusivamente em virtude da diferença de temperaturas entre eles.

Calorimetria é a parte da física que estuda as trocas de energia entre corpos ou sistemas quando essas trocas se dão na forma de calor.

Quando um corpo cede ou recebe calor ocorrem duas transformações:

1. variação de temperatura (calor sensível).
2. mudança de estado físico (calor latente).

Princípio fundamental da calorimetria - Se vários corpos, no interior de um recipiente isolado termicamente, trocam calor, os de maior temperatura cedem calor aos de menor temperatura, até que se estabeleça o equilíbrio térmico.

Como já vimos anteriormente, o fluxo de calor acontece no sentido da maior para a menor temperatura. Este trânsito de energia térmica pode acontecer pelas seguintes maneiras:

- **Condução:** A condução acontece principalmente em meios sólidos e essa forma de transferência de calor ocorre em razão do contato das partículas (átomos, elétrons e moléculas) que formam o corpo.
- **Convecção:** é o fenômeno da transferência de calor que se observa nos fluidos, gases e líquidos, e acontece em razão da diferença de densidade do fluido. O ar frio, que é mais denso que o ar quente do ambiente, desce, por **subsidiência**, e o ar quente sobe para ser refrigerado. Formam-se, dessa maneira, as correntes de convecção. A direção dessa corrente só é perfeitamente vertical em ambiente sem vento (ver advecção).
- **Irradiação:** Por ser de natureza eletromagnética, o espectro de radiação do calor não depende do meio físico para se propagar. Todo corpo com temperatura maior que zero Kelvin emite energia na forma de ondas eletromagnéticas. Assim, na ausência de um meio, existe uma transferência de calor por radiação entre duas superfícies que se encontram a diferentes temperaturas. A irradiação solar sobre a terra é um exemplo, pois se propaga no espaço onde a maior parte da trajetória é vácuo.
- **Advecção:** Refere-se à mudança de temperatura de pontos terrestres devida ao movimento horizontal de massas de ar (ventos). Na atmosfera terrestre, ocorre geralmente de forma combinada com a convecção.

Escalas termométricas:

As escalas mais usuais atualmente são a Celsius ($^{\circ}\text{C}$), a Fahrenheit ($^{\circ}\text{F}$) e a Kelvin (K). Cada uma delas adota pontos fixos diferentes: a Celsius é amplamente usada na maior parte dos países, a Fahrenheit é ainda usada nos EUA, e a Kelvin é uma escala absoluta, de uso mais técnico e científico.

É possível escrever expressões matemáticas para fazer a conversão entre as escalas. Observe na figura abaixo os pontos fixos em que se baseiam as escalas Celsius e Fahrenheit. Já a escala Kelvin adota como origem o zero absoluto, que é o estado térmico em que as moléculas estão desprovidas de energia.

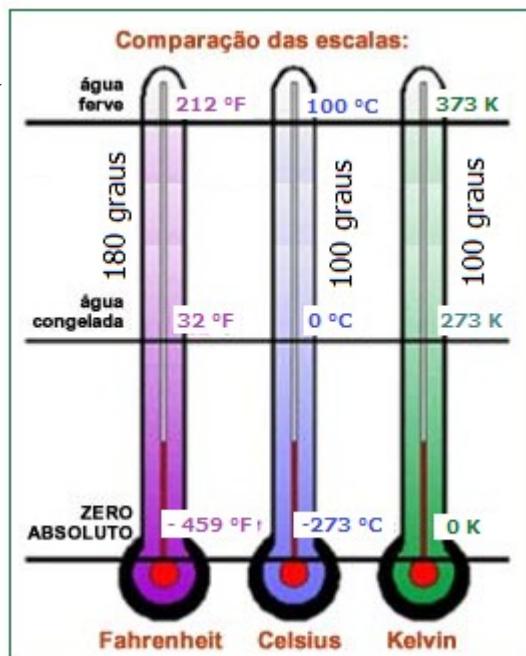
Expressões para conversão de temperaturas

Partindo da relação entre os pontos fixos das escalas, podemos deduzir relações de transformação entre elas:

$^{\circ}\text{C}$ = temperatura em Celsius

K = temperatura em Kelvin

$^{\circ}\text{F}$ = temperatura em Fahrenheit



de	para	fórmula
grau Celsius	grau Fahrenheit	$^{\circ}\text{F} = (^{\circ}\text{C} \times 1,8) + 32$
grau Fahrenheit	grau Celsius	$^{\circ}\text{C} = (^{\circ}\text{F} - 32) / 1,8$
grau Celsius	kelvin	$\text{K} = ^{\circ}\text{C} + 273,15$
kelvin	grau Celsius	$^{\circ}\text{C} = \text{K} - 273,15$

1.5.2 Densidade atmosférica

Densidade de um gás em função da pressão e da temperatura (ρ – letra grega “rô”) – é a razão entre a massa molar do gás (M) vezes a pressão, e o volume ocupado por essa massa de ar vezes a constante “R”:

$$\rho = (P \cdot M) / (R \cdot V)$$

Já vimos anteriormente que a densidade de um corpo qualquer é a relação entre a massa e o volume $\rho = m / V$. No caso de um gás, o princípio é o mesmo, mas aparecem outras variáveis e a constante universal dos gases (R).

Para uma massa molar constante, a densidade dos gases é governada pelas seguintes regras:

- A densidade varia diretamente com a pressão.
- A densidade varia inversamente com a temperatura.

1.5.2.1 Comportamento térmico dos gases – Leis de Charles e de Boyle. Tipos de transformações

Gás - é um conjunto de moléculas (ou átomos) em movimento permanente e aleatório, com as seguintes características:

- Quando confinado, ocupa o volume total do recipiente que o contém.
- Mantém uma pressão igualmente distribuída nas paredes desse recipiente.
- Se expande com o aumento da temperatura e vice-versa.

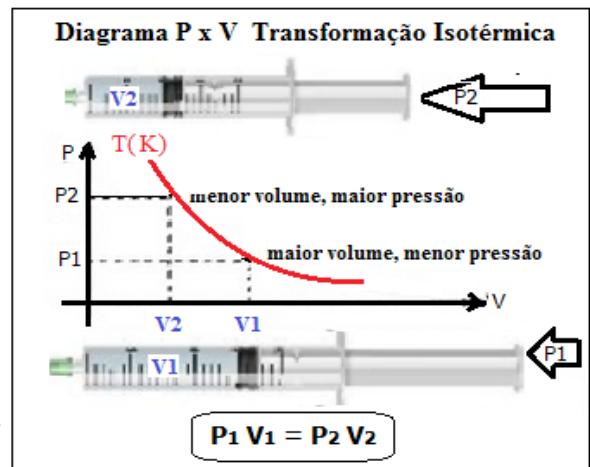
Variáveis de estado

- Massa inercial (m) em Kg.
- Quantidade do gás, em número de mols (n).
- Pressão (P) em Pascal (Pa).
- Volume (V) em metro cúbico (m³).
- Temperatura absoluta (T) em Kelvin.

Um gás ideal é apenas um modelo teórico que desconsidera as interações entre as suas moléculas. Um gás real se aproxima do gás perfeito à medida que a pressão diminui e a temperatura aumenta, pois fica mais rarefeito.

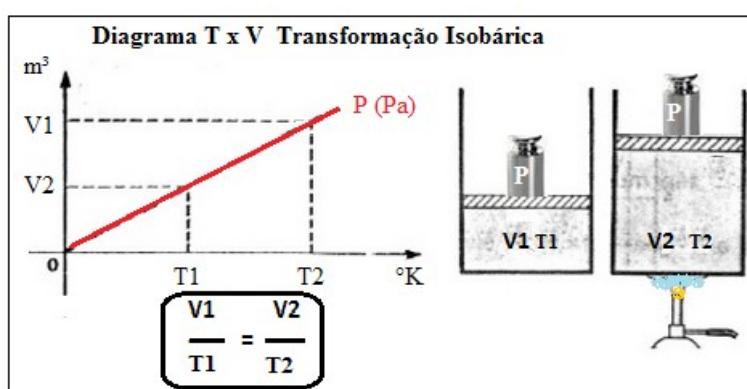
Transformações gasosas abertas: ocorrem quando uma ou mais variáveis de estado sofrem alterações, levando a massa gasosa a sofrer transformações. A análise dessas transformações é feita através de ensaios, com uma das variáveis fixas, e a verificação da variação conjunta das outras duas variáveis.

- Transformação isotérmica é aquela na qual a temperatura (T) do gás é mantida constante.
- Transformação isobárica é aquela na qual a pressão (P) do gás é mantida constante.



- Transformação isométrica ou isocórica é aquela na qual o volume (V) do gás é mantido constante.

Lei de Boyle-Mariotte: Na transformação isotérmica de uma dada massa gasosa (m), a pressão (P) é inversamente proporcional ao volume (V). O gráfico de uma transformação isotérmica descreve uma hipérbole que representa a temperatura constante (T) em Kelvin (K).



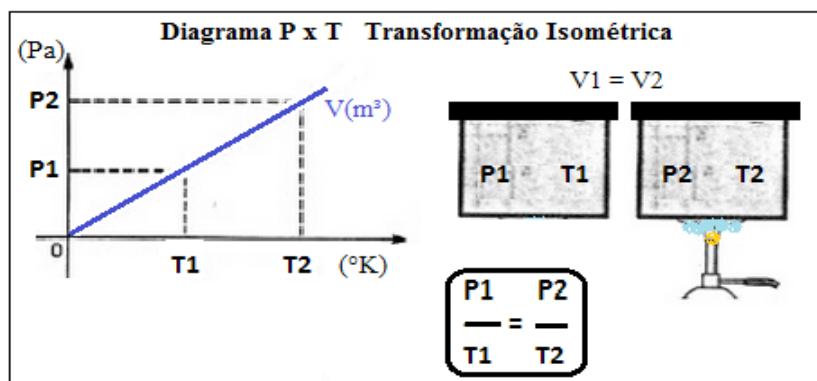
Lei de Charles: Na transformação Isobárica de uma dada massa gasosa (m), a pressão (P) é diretamente proporcional à sua temperatura absoluta (T).

O gráfico de uma transformação Isobárica é uma reta inclinada que representa a pressão constante (P) em Pascal (Pa). A inclinação dessa reta é inversamente proporcional à pressão: maior pressão significa menor inclinação.

Lei de Gay-Lussac:

Na transformação isobárica de uma dada massa gasosa (m), o volume (V) é diretamente proporcional à temperatura absoluta (T).

Na transformação isovolumétrica de uma massa de ar fixa (m), a pressão (P) exercida pelo gás, é diretamente proporcional à temperatura absoluta (T).



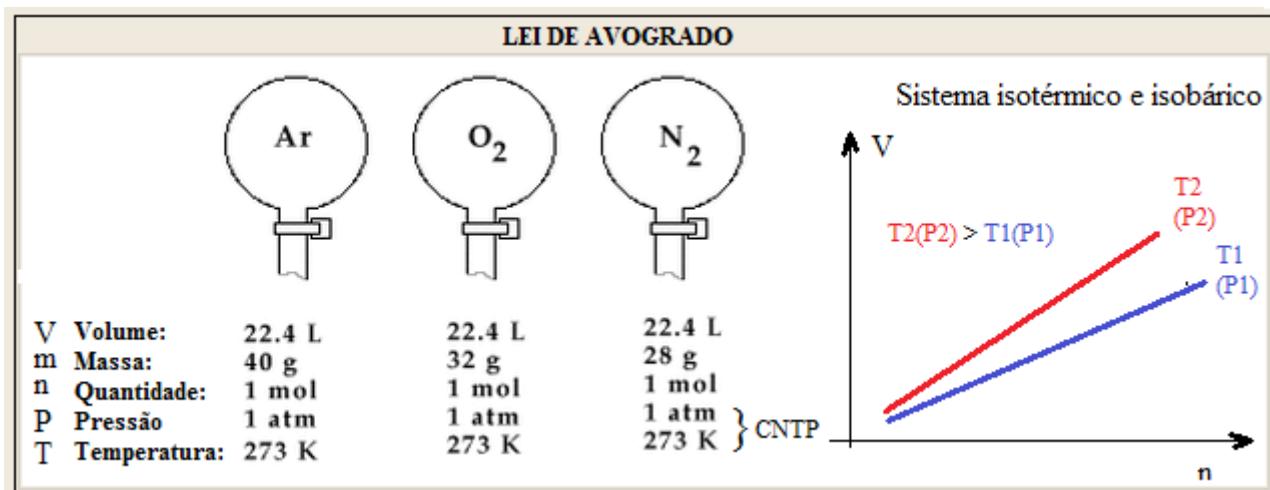
O gráfico de uma transformação isovolumétrica é uma reta inclinada que representa o volume constante (m^3). A inclinação dessa reta é diretamente proporcional ao volume: maior volume significa maior inclinação.

Lei de Avogadro (L): “volumes iguais de dois gases quaisquer, nas mesmas condições de pressão e temperatura (CNTP), contêm o mesmo número de mols de moléculas”. Considerando o volume em litro (L):

$$1 \text{ L} = 6,022 \times 10^{23} \text{ mol}^{-1} \text{ ou } 6,022 \times 10^{23} \text{ moléculas} = 22.4 \text{ Litros}$$

Equação de estado de um gás ideal ou Equação de Clapeyron – já vimos acima que cada estado de equilíbrio de uma massa de gás ideal constante fica definido pelas suas propriedades macroscópicas, que são chamadas de variáveis de estado: Quantidade de gás (n), Pressão (P), Volume (V) e Temperatura (T).

Quando relacionamos as Leis de Boyle, Charles Gay-Lussac e de Charles, e queremos avaliar o estado de uma massa gasosa qualquer, teremos a Equação de estado ou de Claypeiron:



$$P \cdot V = n \cdot R \cdot T$$

Onde:

- (R) é a constante universal dos gases: = 8,31 J / mol.K
- $n = m / M$ (m = massa inercial em Kg e M = massa molar)

Umidade do ar

A umidade é entendida como a presença de vapor d'água na atmosfera. É um componente espúrio, pois não faz parte da composição do ar, mas de presença obrigatória, em função da perene evaporação d'água ocorrente na superfície da terra.

A quantidade máxima de vapor que o ar atmosférico pode absorver varia diretamente com a temperatura: quanto mais elevada a temperatura do ar, mais vapor d'água ele pode absorver, até **saturar** com um máximo de 4%. Abaixo de 6 Km, é muito difícil de ocorrer a presença de **ar seco**, mesmo nas regiões desérticas, onde pode ter alguma umidade.

O vapor d'água é menos denso do que o ar, portanto, o ar quando contém vapor d'água, torna-se mais leve que ar seco.

Em uma determinada altitude, considerando-se que a temperatura e a pressão permaneçam as mesmas, a densidade do ar varia inversamente com a umidade.

Nos dias úmidos a densidade do ar é menor que nos dias secos. Por essa razão, uma aeronave requer uma pista mais longa para decolagem nos dias úmidos, do que nos dias secos.

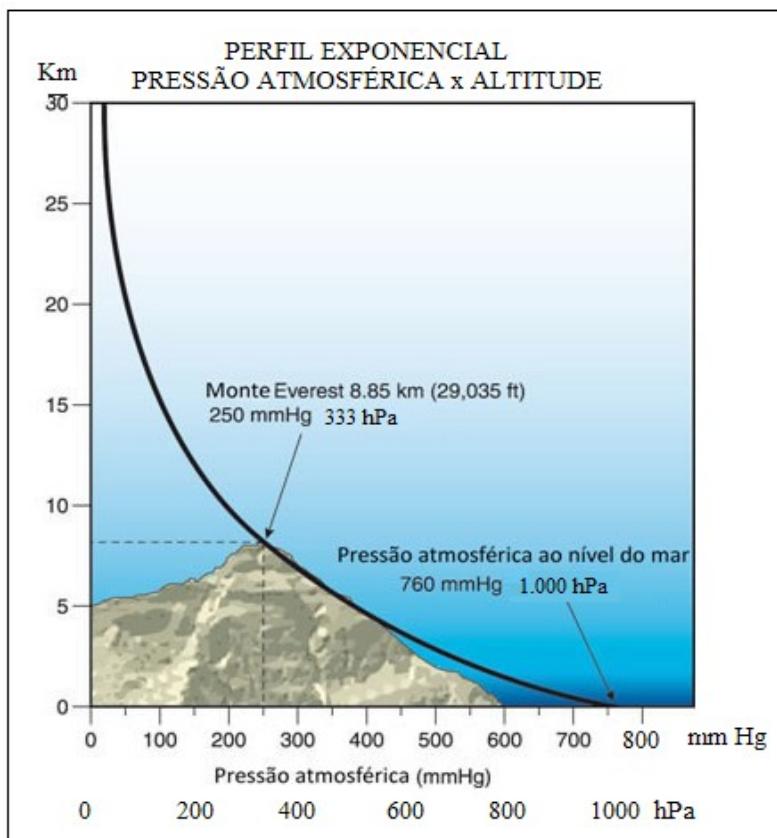
1.5.3 Pressão atmosférica

Atmosfera terrestre – é composta por uma mistura de gases, estruturada em camadas com características térmicas diferentes, e é confinada junto à superfície pelo efeito da força da gravidade (g), e esse confinamento tem duas consequências:

- Permite a alteração do volume (expansão da massa de ar), pois o confinamento “a céu aberto” é equivalente a um vaso com a tampa expansível.
- A força da gravidade faz com que a maior concentração de moléculas por volume (maior densidade) seja próximo à superfície terrestre.

Pressão atmosférica (P) - Como o ar é compressível, a densidade diminui com a altitude, juntamente com a pressão. Esse decréscimo da pressão é muito intenso, pois se dá de forma exponencial, e não de forma linear. Comparando com a pressão média, ao nível do mar, teremos:

- 50 % na altitude de 5,6 km.
- 10% na altitude de 16 Km.
- 1% na altitude de 32 Km.



Situação conceitual: Se considerarmos uma coluna cilíndrica de ar atmosférico (hipotética), aberta em cima, portanto, com altitude (a) variável, dada em metro, e uma base de área (A), dada em m², posicionada em determinado nível, teremos um volume variável (V) dado em m³. A pressão dessa massa de ar (P), medida na base desse cilindro, será proporcional ao seu peso (**W** = m.g) em Newton, vezes a área (A) em metro quadrado.

$$P = (m \cdot g)A \quad \text{ou} \quad P = W \cdot A$$

Unidade de medida: Pascal (Pa) - é a unidade padrão de pressão e tensão no SI. Equivale à força peso de 1 N aplicada uniformemente sobre uma superfície de 1 m².

Neste caso, 1 Newton (N) equivale à massa inercial de 1 Kg do ar multiplicada pela aceleração da gravidade média de 9,8 m/s², o que dá 9,8 Kgf.

A pressão atmosférica é medida por meio de um equipamento conhecido como barômetro.

Outras unidades:

$$1000 \text{ hPa} \rightarrow 1,02 \text{ Kgf/cm}^2$$

$$1000 \text{ hPa} \rightarrow 750,6 \text{ mm Hg}$$

$$1000 \text{ hPa} \rightarrow 29,53 \text{ pol Hg}$$

$$1000 \text{ hPa} \rightarrow 1 \text{ bar}$$

Como o peso de uma coluna de ar é diretamente proporcional à sua densidade, fica claro que um ar mais denso proporcionará uma pressão maior no ponto de medição.

A alteração da densidade do ar atmosférico, em função da alteração da temperatura, sempre é considerada para **uma altitude específica**, e assim, a pressão atmosférica, nessa altitude, será função INVERSA da temperatura, o que satisfaz a lei dos gases perfeitos:

- Maior temperatura: menor densidade, portanto, menor pressão.
- Menor temperatura: maior densidade, portanto, maior pressão atmosférica.

Por isso é que nas regiões de latitudes mais altas (no sentido dos polos), sobre os continentes, as pressões mais altas são registradas no inverno, quando as temperaturas são menores. O inverso ocorre nas regiões intertropicais e equatorial, onde as pressões são menores, porque as temperaturas são mais altas.

2 Aerodinâmica

2.1 Conceituação. Caracterização como ciência. Princípios básicos

Aerodinâmica - é o estudo do movimento dos fluidos gasosos, suas propriedades e características, e suas interações com os corpos sólidos neles imersos.

Quando uma aeronave de desloca no ar, surgem duas forças aerodinâmicas: a sustentação e o arrasto.

Para entendermos essas duas forças, vamos estudar alguns princípios físicos fundamentais.

NOTA: *Nosso estudo vai focar na aerodinâmica com velocidades subsônicas, haja vista que há significativas diferenças no comportamento das aeronaves quando as velocidades são ultra sônicas.*

Atmosfera padrão - Com a finalidade de tornar o altímetro um instrumento eficiente para a navegação aérea, a OACI (ICAO - International Civil Aviation Organization) adotou, em 1952, para fins aeronáuticos, valores médios de alguns parâmetros meteorológicos. Essa padronização, dada ao conhecimento público em 1954, passou a ser conhecida por ISA (ICAO Standard Atmosphere, ou Atmosfera Padrão ICAO).

Características fundamentais ISA:

- Temperatura de 15° C ao NMM (nível médio do mar).
- Pressão ao NMM 1013,25 hPa
- Gradiente térmico vertical 2°C/1000 pés
- Densidade ao NMM 1,225 kg/m³
- Velocidade do som ao NMM 340 m/s
- Temperatura da tropopausa -56,5°C
- Latitude de referência 45°
- Composição gasosa 78% de N₂, 21% de O₂, e 1% de outros gases.
- Umidade e impurezas 0% de umidade e sem impurezas
- Lei física obedecida Lei dos Gases Perfeitos

2.1.2 Teorema de Bernoulli: princípio da conservação da energia

Teorema de Bernoulli descreve o comportamento de um fluido movendo-se ao longo de uma linha tubular, e traduz para os fluidos o *princípio da conservação da energia*: num fluido ideal (sem viscosidade nem atrito) em regime de circulação por um duto, a energia que possui o fluido (velocidade x pressão) permanece constante ao longo de seu percurso.

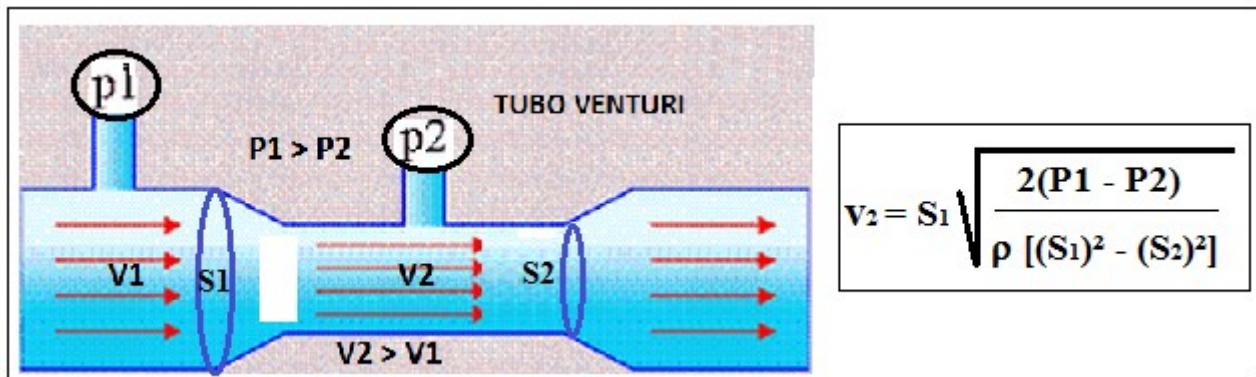
No caso de um fluido real, que possui viscosidade, portanto vai gerar atrito entre suas moléculas e também com as paredes do tubo, vai haver uma queda de pressão, necessária para haver o escoamento.

2.1.3 Teorema de Bernoulli aplicado ao Tubo de Venturi

O tubo de Venturi é tubo com e estreitamento de sua seção em um determinado ponto, e que vai permitir determinar o valor da vazão (velocidade de escoamento), através da leitura da pressão em cada seção, de acordo com as seguintes relações:

1. a pressão (P_1), da seção maior (S_1), é **maior** do que a pressão (P_2), na seção menor (S_2);
2. a velocidade de escoamento (V_1), na seção maior (S_1), é **menor** do que a velocidade (V_2), na seção menor (S_2);

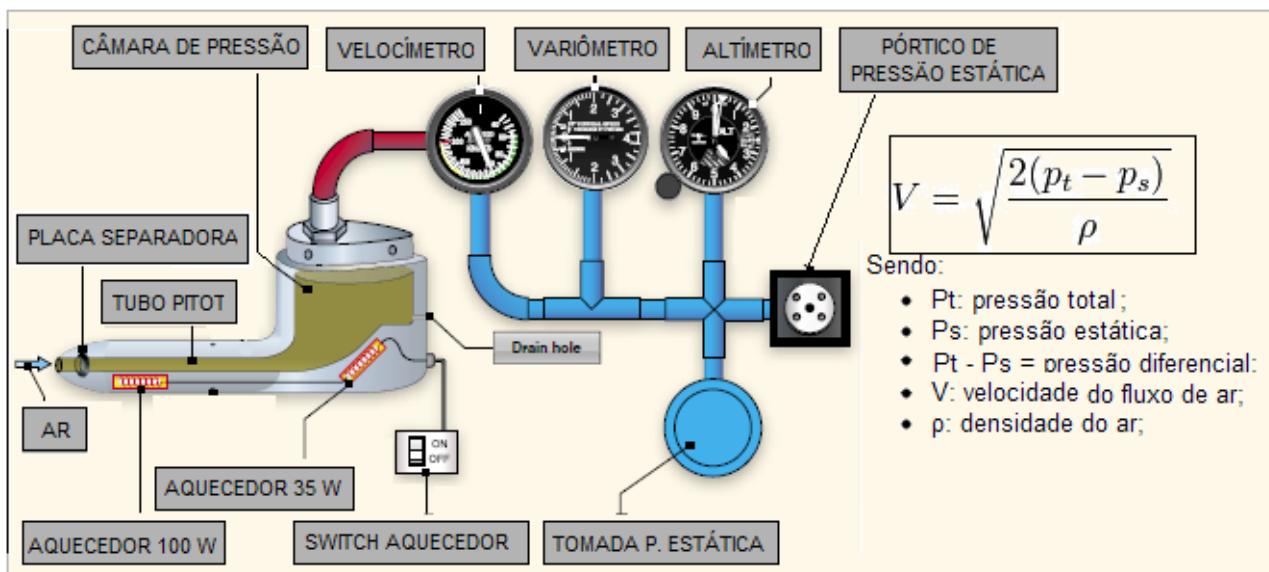
Equação do Tubo Venturi: Podemos obter as velocidades V_1 e V_2 em cada ramo do tubo a partir da leitura da diferença de pressão P_1 e P_2 .



Conforme veremos na disciplina “Aeronaves e motores”, o tubo de Venturi é utilizado em aeronaves de pequeno porte como “bomba de vácuo”.

2.1.4 Velocímetro – Princípio do Tubo de Pitot. Velocidade indicada e velocidade verdadeira

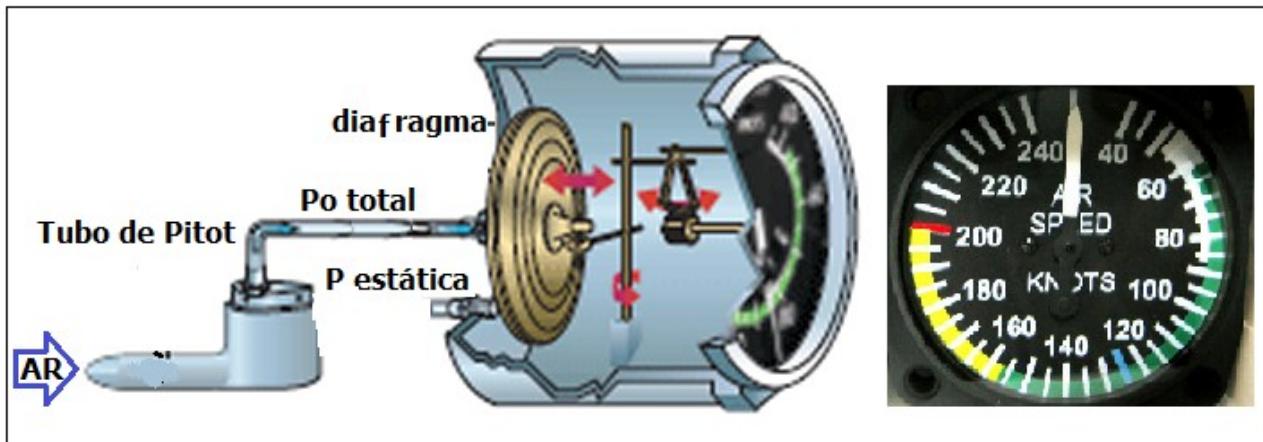
Tubo de Pitot – Trata-se de um dispositivo composto por um tubo apontado no sentido do fluxo do vento relativo (contrário ao deslocamento da aeronave). Ele fornece a Pressão Total para o Indicador da Velocidade do Ar (Velocímetro).



Para o funcionamento do próprio Velocímetro, do Altímetro e do Variômetro é necessário a alimentação da pressão estática.

Pressão estática – é a pressão atmosférica no local onde está a aeronave, tanto em movimento como parada. Por isso a captação dessa grandeza tem que ser em local livre de turbilhonamento e impacto direto do ar.

Velocímetro (Airspeed Indicator - ASI) – é o instrumento de voo que indica a velocidade do avião em relação ao deslocamento da massa de ar em torno do avião. É, na realidade, um manômetro aneróide ligado à tomada de pressão dinâmica do tubo de Pitot e à tomada de pressão estática. Sua escala é apresentada em Knots, Mph, Km/h.



Nas aeronaves transônicas e de velocidades superiores, é utilizado o Mach Indicator.

Número Mach (Ma) - é uma medida adimensional de velocidade. É definida como a relação entre a velocidade da aeronave e a velocidade do som (343 m/s ou 761 Kt ou 1.255 km/h no nível do mar).

Existem cinco categorias para determinar a faixa da velocidade de uma aeronave em relação à velocidade do som:

Subsônica: $Ma < 0,75$

Transônica: $0,75 < Ma < 1,2$

Sônica: $Ma = 1$

Supersônica: Entre 1,2 Ma e 5 Ma

Hipersônica: $Ma > 5$

2.1.5 Velocidades

VELOCIDADE INDICADA – VI. (IAS - Indicated Airspeed). É o valor lido no velocímetro da aeronave, que na realidade é um manômetro aneróide, que mede efetivamente a pressão do fluxo do ar externo, compressível adiabaticamente. O mostrador do instrumento é calibrado para exibir os valores da velocidade da aeronave em relação à superfície, estando ao nível do mar, numa atmosfera padrão e sem interferência de vento. Consta no manual da aeronave para informar as velocidades mínimas e máximas ou de manobras.

VELOCIDADE CLIBRADA (CAS – Calibrated Airspeed) - É a Velocidade indicada, corrigida para os erros de instalação e posição do velocímetro.

VELOCIDADE AERODINÂMICA - VA . (TAS – True Airspeed) . É a velocidade indicada (VI), corrigida em função da densidade do ar: depende da altitude e da temperatura. É utilizada para os cálculos de navegação, estimativa de autonomia e consumo de combustível, e a VA em rota deve ser informada no Plano de voo.

No MSL a VI é igual à VA. Se não há influência de vento, é igual à GS.

Uma forma prática de calcular a VA é usar a fórmula:

$$\text{TAS} = \text{IAS} + [\text{IAS} * 0,02 (\text{ALTITUDE}/1.000)] \quad \text{para Altitude.}$$

$$\text{TAS} = \text{IAS} + [\text{IAS} * 0,02 (\text{FL}/10)] \quad \text{para Nível de voo.}$$

Ou seja, o valor da TAS cresce 2% a cada 1.000 pés de altitude.

Outra forma é utilizando o computador de voo, entrando com a Altitude Pressão, em centenas de pés, e a temperatura do ar em Graus Celcius. TAS é inversamente proporcional à temperatura.

O vento não afeta a Velocidade Indicada nem a Velocidade Aerodinâmica.

VELOCIDADE DE SOLO (GS - Ground Speed) - é a velocidade aerodinâmica (VA) somada vetorialmente às componentes do vento (DV/VV). É obtida no computador de voo ou pela fórmula:

$$\text{GS} = \text{Dist.(NM)} * \text{tempo de voo (h)}$$

(NM)= milha náutica.

VELOCIDADE EQUIVALENTE (EAS – Equivalente Airspeed) - é a Velocida Calibrada, corrigida para a compressibilidade adiabática, para uma determinada altitude. EAS é igual à CAS no nível do mar na atmosfera padrão.

2.1.6 Forças que agem sobre um corpo no ar – resistência ao avanço ou arrasto. Escoamento laminar e turbulento. Coeficiente de resistência ao avanço para a forma do objeto.

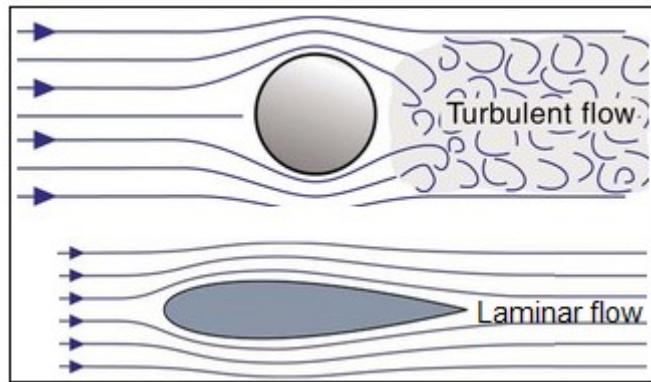
Superfícies aerodinâmicas. Aerofólios: conceituação e tipos. Perfil e elementos de um aerofólio e de uma asa. Eixo longitudinal geométrico e ângulo de incidência

O ar é um fluído, portanto, qualquer objeto que se desloca numa massa de ar, rompe o seu equilíbrio e as partículas de ar vão colidir com o objeto provocando a resistência ao avanço desse objeto. Há um escoamento de ar ao redor do objeto, e em função da "qualidade" desse escoamento, a resistência do ar será maior ou menor.

Escoamento laminar e turbulento – diz respeito à qualidade do escoamento do ar atmosférico sobre uma superfície e depende de vários fatores.

- **Laminar** - o ar se desloca em longa trajetória, bem definida, formando micro-camadas, paralelas e homogêneas. Ocorre preferencialmente em superfície aerodinâmica.
 - Características da superfície: plana ou curva e sem rugosidades.
 - Condição de impacto: paralelamente à corrente do ar ou com inclinação entre 0° e ±16° referente à direção do vento relativo.

- Características do ar: No escoamento laminar a viscosidade age no fluido no sentido de amortecer a tendência de surgimento da turbulência. Depende também de uma velocidade máxima.
- **Turbulento** – o ar se desloca totalmente desagregado e formando vórtices espúrios. Ocorre quando qualquer superfície não aerodinâmica está imersa em uma corrente de ar.
- Em superfície aerodinâmica e sem rugosidade:
 - Condição de impacto: inclinação maior do que $\pm 16^\circ$ referente à direção do vento relativo. Independe das características do ar e da velocidade.



Resistência ao avanço (R) - a resistência ao avanço de um objeto no ar depende de vários fatores, todos influentes na qualidade do escoamento do ar ao redor desse objeto:

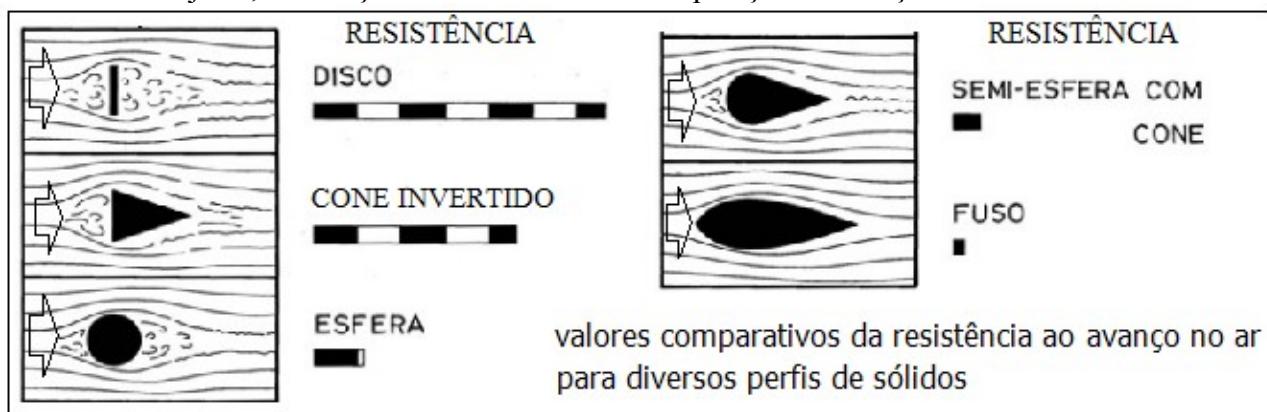
- a rugosidade da superfície;
- a forma do objeto;
- a densidade do ar;
- a velocidade do objeto em relação ao ar: nosso estudo será focado em velocidades subsônicas.

Influência da rugosidade da superfície do objeto

A resistência ao ar é diretamente proporcional à superfície exposta ao escoamento do ar: quanto maior a rugosidade, maior a resistência.

Influência da forma do objeto

Num túnel de vento, é possível determinar o coeficiente de resistência ao ar (CR) de vários formatos de objetos, em função da sua forma e da sua posição em relação ao fluxo do ar:



1 Disco plano com a face frontal à incidência do ar

2 Cone com a base para a incidência de ar

3 Esfera

CR = 1 (como referência).

CR = 0,6

CR = 0,4

4 Semi esfera com cone	CR = 0,3
5 Fuso com a borda espessa frontal à incidência do ar	CR = 0,04

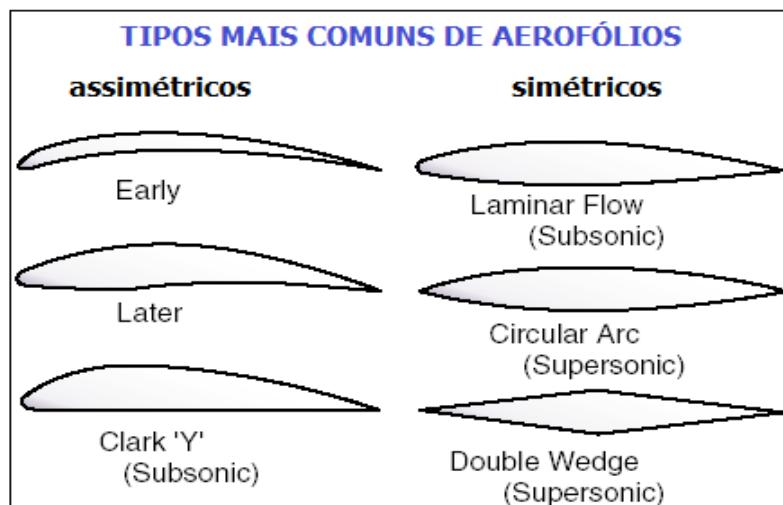
Fica claro que o objeto em forma de fuso oferece 25 vezes menos resistência ao ar, do que o disco. O fuso tem o escoamento laminar, diferente dos outros perfis. Este formato é o que mais se assemelha aos perfis dos aerofólios.

Influência da densidade do ar - o ar em grandes altitudes é menos denso do que em baixas altitudes, e a massa de ar quente é menos densa que a massa de ar frio.

Mudanças na densidade afetam a performance aerodinâmica da aeronave: com a mesma potência, uma aeronave pode voar mais rápido nas altitudes maiores, onde a densidade do ar é menor do que nas baixas altitudes.

Isso se deve ao fato de o ar oferecer menor resistência ao avanço da aeronave em altitude. Só que essa relação de desempenho não é linear, pois, o sistema de propulsão (motor e hélices) perde um pouco de rendimento com a altitude: o motor, pelo baixo teor de oxigênio (ver combustão) e a hélice, pelo menor empuxo.

2.1.6.1 Superfícies aerodinâmicas. Aerofólios: conceituação e tipos - Um aerofólio é um objeto projetado para obter a menor resistência ao avanço e produzir uma força aerodinâmica perpendicular à sua trajetória, quando em deslocamento relativo no ar. Os aerofólios tratados neste estudo serão para *velocidades subsônicas*.



Perfil e elementos de um aerofólio - Os perfis dos aerofólios são desenhados, testados e patenteados, de acordo com a sua aplicação. Muitos aerofólios são padronizados pela NACA, nos EUA (National Advisory Committee for Aeronautics ou Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica).

Geometricamente, um aerofólio pode ser:

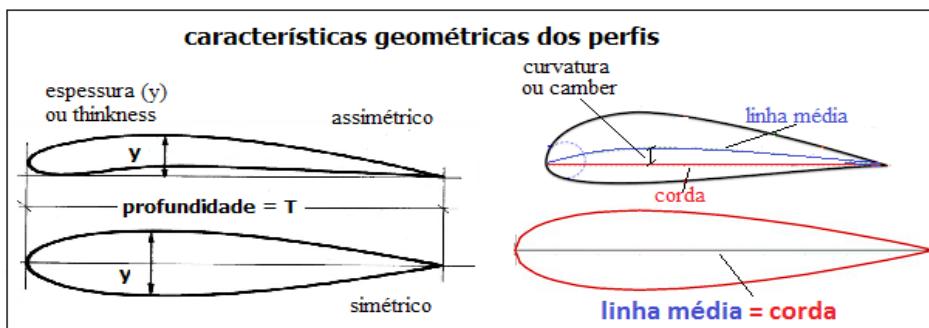
- Simétrico: o perfil pode ser dividido geometricamente em duas partes iguais por uma linha reta mediana, que vai coincidir com a corda.

- Assimétrico: não pode ser dividido em partes iguais por uma linha reta. A corda é separada da mediana.

Quando a finalidade nas velocidades sônicas:

- Perfil assimétrico (cambered) – usado onde necessita sustentação ou empuxo: asas em aeronaves convencionais, estabilizadores horizontais e hélices.
- Perfil simétrico – usado onde necessita baixo arrasto: fuselagem, estabilizador vertical, ailerons e leme. Asas e estabilizador horizontal de aeronaves para acrobacias.

Características geométricas dos aerofólios:



Corda (T) – É uma linha que une o centro do bordo de ataque ao centro do bordo de fuga.

Linha média – É a linha cujos pontos ficam equidistantes do extradorso e intradorso. Nos perfis biconvexos simétricos, a linha média confunde-se com a corda, como se entende facilmente.

Espessura máxima relativa – É a relação entre a altura máxima do perfil (y) e a corda (T). É expressa em porcentagem da corda.

$$\text{Esp. Máx. Rel. (\%)} = y / T$$

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

- Finos - são aqueles cuja espessura máxima relativa não ultrapassa 7 %.
- semi - espessos - de espessura compreendida entre 7 % e 14 %.
- espessos - os que ultrapassam os 14 %.

Aerofólios com grande espessura e arqueamento são indicados para baixa velocidade.

2.1.6.2 Vento relativo. Ângulo de ataque da asa. Perfil e elementos de uma asa. Eixo longitudinal geométrico e ângulo de incidência (λ – letra grega lâmbda)

Vento relativo – massa de ar que incide paralelamente à trajetória do aerofólio. Tem a mesma direção, mas sentido contrário à trajetória da aeronave.

Ângulo de ataque das asas (α – letra grega “alfa”) - é o ângulo formado entre a corda do aerofólio e o fluxo de ar relativo, paralelo à sua trajetória.

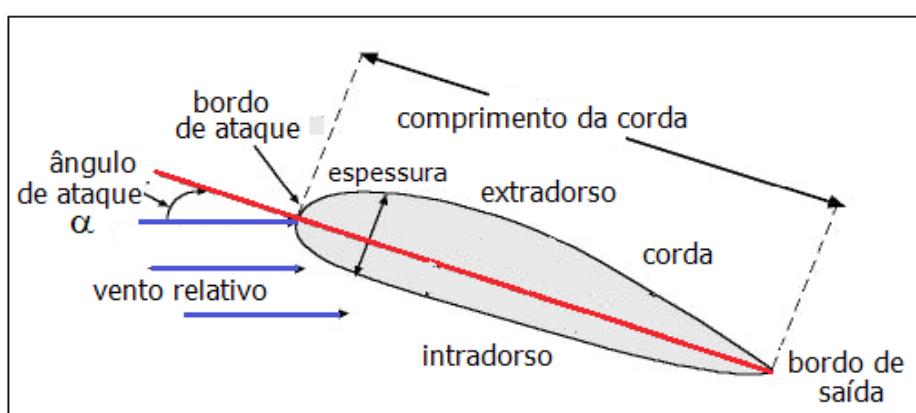
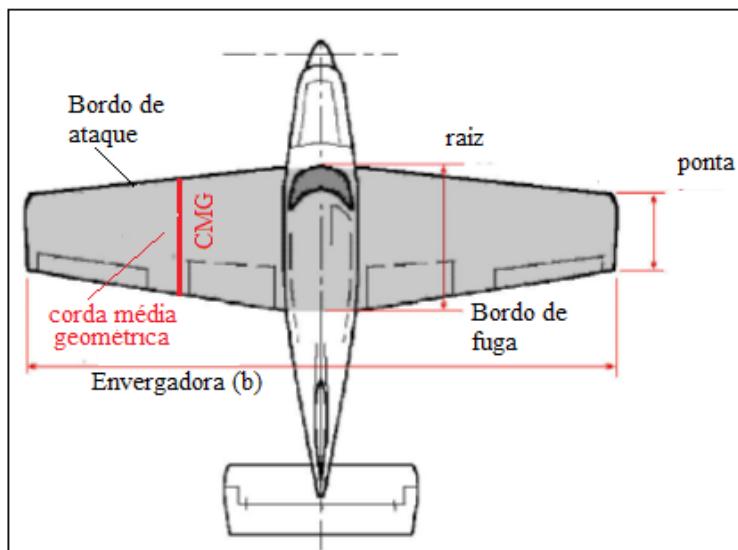
Perfil e elementos de uma asa - Para o entendimento da sustentação é necessário conhecer a geometria da asa e seus elementos, conforme figura abaixo:

Envergadura (b) : representa a distância entre as pontas das asas;

Corda Média Geométrica (CMG) - é a média das cordas da raiz e da ponta da asa.

Área da asa (S) : representa toda a área em planta, inclusive a porção compreendida pela fuselagem. É calculada multiplicando-se a envergadura (b) pela corda média geométrica (CMG).

$$(S) = b * \text{CMG}$$



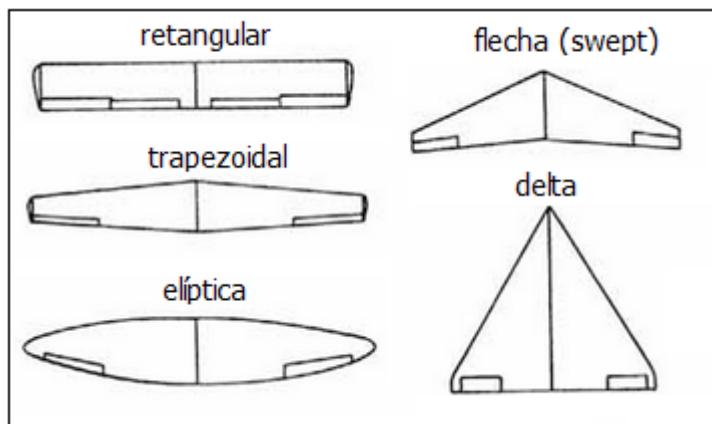
Perfil da asa – As asas usam o perfil assimétrico, de forma a produzir sustentação mesmo com a aeronave em atitude de ângulo de ataque “zero”.

Extradorso – região superior da asa.

Intradorso – região inferior da asa.

Formas de planta das asas:

retangular - é uma asa de baixa eficiência aerodinâmica, ou seja, a relação entre a força de sustentação e a força de arrasto (L/D) é menor quando comparada a uma asa trapezoidal ou elíptica. Isto ocorre devido ao arrasto de



ponta de asa também conhecido por arrasto induzido, que no caso da asa retangular é maior que em uma asa trapezoidal ou elíptica.

afilada ou trapezoidal - É uma asa de ótima eficiência aerodinâmica, pois com a redução gradativa da corda entre a raiz e a ponta da asa consegue-se uma significativa redução do arrasto induzido.

elíptica - Representa a asa ideal, pois é a que proporciona a máxima eficiência aerodinâmica, porém é de difícil fabricação e mais cara quando comparada às outras formas apresentadas.

delta - As asas em forma de delta servem para voos em velocidades supersônicas, pois quando algum corpo excede a velocidade do som, uma onda de choque se forma ao redor desse objeto.

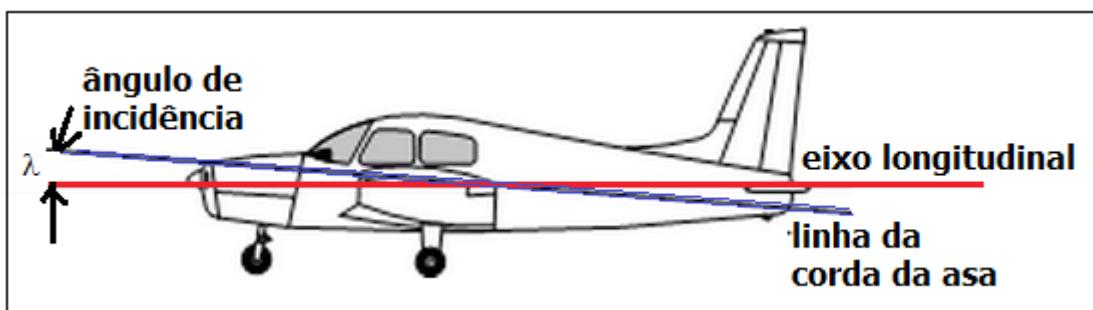
Quando, por exemplo, a asa reta é utilizada nesse tipo de voo, uma parte dela fica “para fora” dessa onda de choque. Consequentemente, ela será danificada. Com asas em formas de delta, isso não acontece. Elas ficam inteiramente “dentro” dessa onda de choque e, com isso, permanecem intactas.



Enflechada - A função principal de uma asa com enflechamento é reduzir a influência do arrasto de onda, existente em velocidades transônicas e supersônicas. Geralmente uma asa enflechada possui um coeficiente de sustentação menor do que o de uma asa não enflechada.

Eixo longitudinal geométrico - linha imaginária posicionada no centro geométrico do avião, entre o nariz e a cauda. Deve ficar perfeitamente na horizontal com a aeronave em voo nivelado. É paralelo e não coincidente com os eixos longitudinais de manobras e dos centros de massa, assunto a ser tratado à frente.

Ângulo de incidência (λ – letra grega lâmbda) - É o ângulo fixo, formado entre a corda média da raiz da asa e o eixo longitudinal geométrico da aeronave.

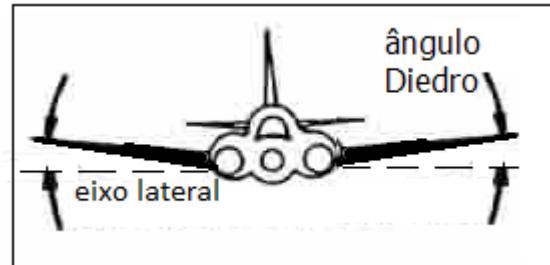


Quando a aeronave está em voo nivelado, o ângulo de incidência da asa proporcionará um Coeficiente de sustentação unitário ($C_L = 1$), suficiente para mantê-la nesse tipo de voo, com a máxima carga prevista e a potência adequada.

Diedro (Γ) - Representado pela letra grega “gama” maiúscula.

É o ângulo que o eixo geométrico lateral das asas faz com o eixo lateral da aeronave.

- Diedro positivo: pontas das asas acima da raiz: inclinadas para cima.
- Diedro negativo: pontas das asas abaixo da raiz: inclinadas para baixo.



2.2 Forças que atuam sobre a aeronave em voo: sustentação, arrasto, tração e peso

Unidade de medida das quatro forças: Newton

Forças aerodinâmicas: sustentação e arrasto.

Sustentação (Lift – L) – numa aeronave de asas fixas, em movimento à frente, é a força vetorial criada pelas asas, pelo estabilizador horizontal e uma pequena ajuda da carenagem, para superar o peso da aeronave ($W = m \cdot g$), e permitir o seu voo.

Só existe com o movimento relativo da aeronave na massa de ar ao seu redor, e é provocada por fenômenos aerodinâmicos conjuntos, que serão estudados adiante. É representada graficamente por um vetor na direção **vertical**, com sentido para cima, pois tem sempre sentido oposto à gravidade.

Arrasto (Drag - D) - Surge pela resistência do ar ao movimento da aeronave. É representada graficamente por um vetor na direção da trajetória da aeronave, e de sentido contrário. É uma grandeza que se manifesta por causas diversas, conforme veremos adiante no seu estudo.

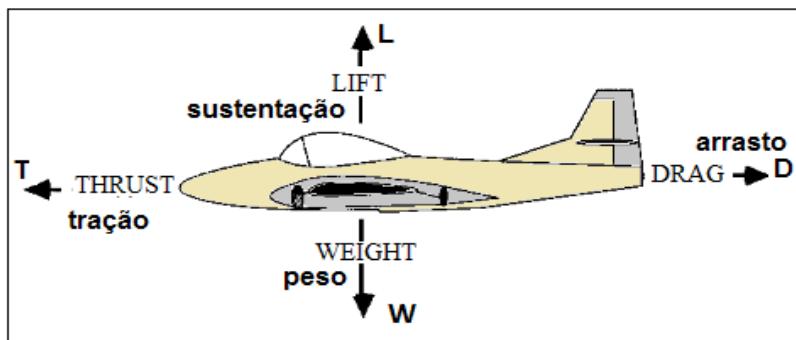
Força artificial necessária para a propulsão da aeronave.

Tração (Thrust - T) - Também chamada de empuxo, é a força vetorial que representa o sistema moto propulsor, que dá movimento à aeronave. Tem a função de superar a força de arrasto no voo nivelado, e superar também, parte do peso da aeronave no voo em rampa ascendente. É representada graficamente por um vetor na direção da trajetória da aeronave, e com sentido à frente.

Força natural resultado da gravidade terrestre.

Peso (W) – É o resultado do produto da massa (m) da aeronave, multiplicada pela aceleração da gravidade (g). É representada graficamente por um vetor na direção **vertical**, com direção para o centro da terra. É a força a ser vencida pela sustentação (L).

Todas as quatro forças são compostas por outros vetores e somente no caso do voo nivelado (trajetória horizontal) é que aparecerão como vetores simples, conforme vimos nas definições acima.



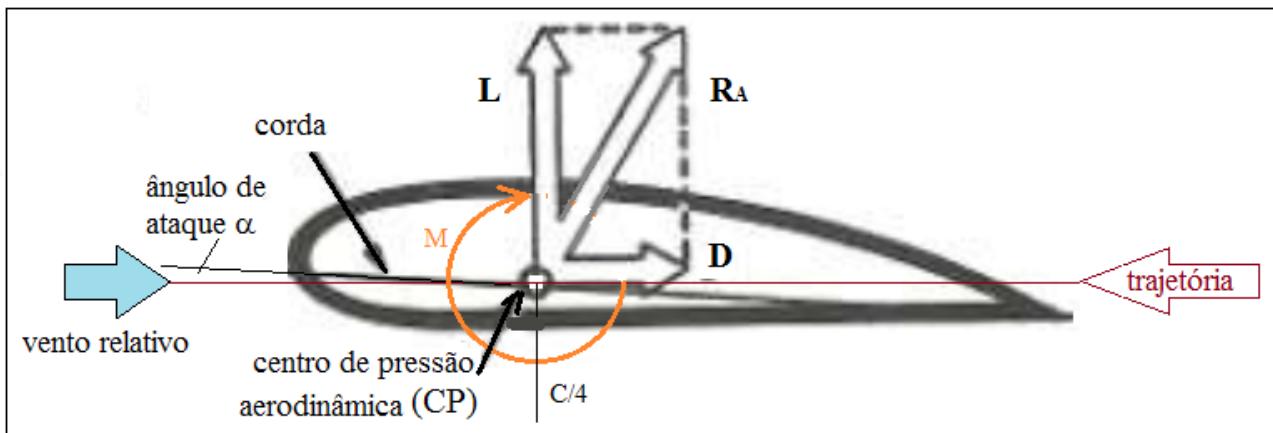
Estudo vetorial da sustentação, arrasto e torque de um aerofólio.

Resultante Aerodinâmica (R_A) – A reação do aerofólio à diferença de pressão entre extradorso e intradorso é representada por um vetor soma (resultante).

Centro de Pressão Aerodinâmica (CP) – é o ponto sobre a corda do aerofólio onde ocorre a Resultante Aerodinâmica, dependendo do ângulo de ataque.

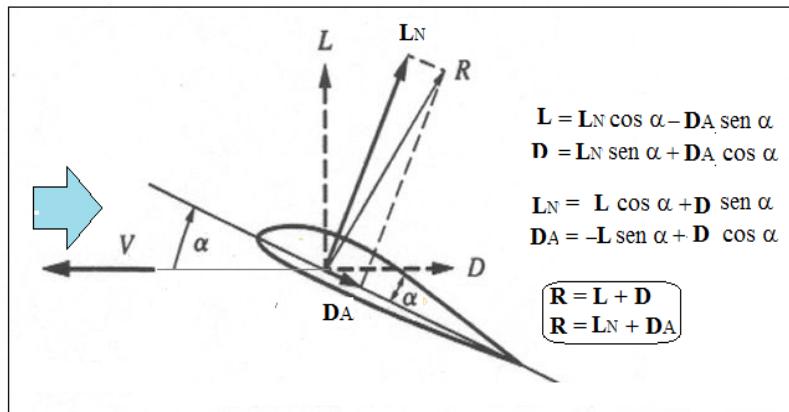
Os vetores componentes retangulares da Resultante Aerodinâmica, são:

- sustentação (**L**) - força perpendicular à trajetória do aerofólio, com sentido para cima.
- arrasto (**D**) - força paralela à direção da trajetória do aerofólio, mas com sentido para trás.



Momento sobre o aerofólio (M) - em função da diferença de pressão existente entre as regiões do intradorso e do extradorso, existe um torque que tende a rotacionar o aerofólio. Esta força deve ser considerada atuando a uma determinada distância a partir da borda de ataque, tem relação com a simetria do perfil e com o ângulo de ataque, e influencia nos critérios de estabilidade estática longitudinal da aeronave, conforme veremos adiante.

Forças Normais e Axiais no aerofólio - Esta figura mostra como as forças de elevação e arrasto agem em um aerofólio bidimensional. O aerofólio está viajando a uma velocidade V numa massa de ar (vento relativo) em um ângulo de ataque (α).



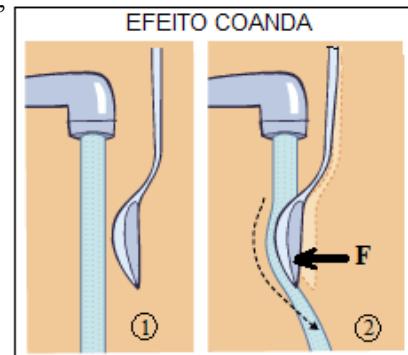
Já vimos que a força de sustentação (L) é definida como sendo perpendicular ao vetor da velocidade (V), na direção da trajetória do aerofólio, enquanto o arrasto (D) é definido como sendo paralelo a ele, não importa qual o ângulo de ataque.

O diagrama também introduz duas novas variáveis em quadratura, chamadas (L_N) para sustentação normal, e (D_A) para o arrasto axial, cuja referência é a corda do aerofólio. Enquanto a sustentação e o arrasto mantêm sempre a mesma orientação em relação à velocidade, estas duas forças se deslocam com o ângulo de ataque, modificando a resultante aerodinâmica (R).

2.2.1 Teoria da sustentação: Efeito Coanda e camada limite

Efeito Coanda – Se considerarmos uma superfície plana e delgada, com ângulo de ataque nulo, (paralelo ao vento relativo), o escoamento da massa de ar ocorrerá em camadas (layers), igualmente distribuídas nas duas faces. O físico romeno Henri Coandă foi pioneiro em reconhecer a aplicação prática deste fenômeno na aerodinâmica.

- Em função da viscosidade do ar, a primeira camada adere fortemente à superfície, perdendo velocidade.
- A camada seguinte, já consegue se deslocar mais rapidamente, e assim sucessivamente, até que uma camada mais afastada, já estará com a velocidade de escoamento normal.
- Por causa desse princípio, se o aerofólio tiver o perfil curvo, e ângulo de ataque maior do que zero, o fluxo de ar seguirá a curvatura da superfície, dentro de determinados limites desse ângulo de ataque e também da velocidade máxima para escoamento laminar.

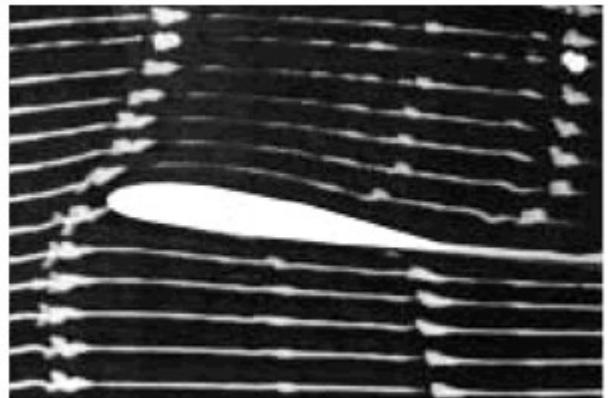


Camada limite – é formada pelas primeiras camadas de ar “coladas” ao redor do aerofólio, tanto pelo efeito Coanda, no extradorso, como por pressão de impacto, no intradorso.

Teoria de Bernoulli – Por muito tempo a sustentação aerodinâmica foi creditada ao efeito Bernoulli, mas hoje está praticamente descartada. O teorema de Bernoulli se aplica ao movimento de um fluido num tubo, portanto num ambiente confinado lateralmente, enquanto que o voo de uma aeronave se dá na atmosfera aberta.

Inicialmente vamos analisar as teorias, por muitos anos consideradas verdadeiras, que explicariam a sustentação aerodinâmica pelo efeito Venturi, baseado na teoria de Bernoulli. Se considerarmos um aerofólio assimétrico, com ângulo de ataque nulo, teremos:

- Teoria da conservação da energia (velocidade x pressão = constante): em relação ao intradorso, com perfil quase reto, o fluxo de ar sobre o extradorso, um pouco mais longo em função do perfil semelhante à metade convexa do tubo de Venturi, será mais rápido, portanto a pressão dinâmica será menor.
- Teoria do tempo de trânsito igual: para que esse fenômeno da depressão no extradorso se confirmasse, os dois fluxos, superior e inferior, deveriam ter o mesmo tempo de trânsito, o que não ocorre na prática. Sabe-se, por teste de laboratório, que o fluxo superior sempre está adiantado em relação ao fluxo inferior, mesmo tendo um caminho mais longo a percorrer.



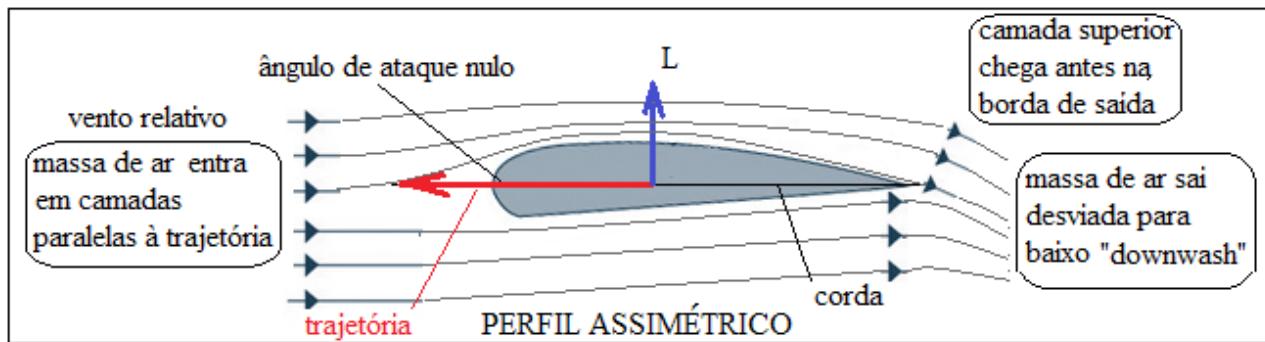
Agora as considerações sobre a nova teoria:

- o efeito Coanda é o responsável por criar a região de baixa pressão a jusante do extradorso, pois a camada limite segue colada na superfície, obrigando a deflexão do fluxo de ar, e ao mesmo tempo, favorecendo o escoamento mais rápido das camadas acima da camada-limite.
- em escoamento livre, uma maior velocidade não causa a diminuição da pressão estática, pois esta é igual à pressão atmosférica envolvente. Todavia, quando é criada uma pressão dinâmica menor, a jusante, isso sim, é a causa da maior velocidade de escoamento do ar.
- Uma menor pressão dinâmica a jusante do extradorso é apenas uma condição favorável para gerar sustentação, e não a principal causa.

Teoria atual da sustentação em velocidades subsônicas – Para perfis simétricos ou assimétricos, vale o seguinte:

- O aerofólio deve estar em movimento relativo à massa de ar ao seu redor.
- O ângulo de ataque deve ser tal, que permita os seguintes comportamentos das duas massas de ar:
 - No extradorso: a convexidade do extradorso deverá ser maior do que a do intradorso, para que, pelo efeito Coanda, a camada limite siga “colada” à superfície mais inclinada para baixo, provocando uma queda de pressão dinâmica a jusante, permitindo uma maior velocidade de escoamento das camadas acima da camada limite. A massa de ar descendente chegará na borda de saída à frente da massa que está transitando no intradorso.
 - No intradorso: sua superfície menos convexa, ou mais plana, ao receber o impacto do vento relativo, vai gerar um aumento da pressão dinâmica, de baixo para cima, e pela 3a. Lei de Newton, o aerofólio reagirá se movimentando para cima. Aqui também a camada limite vai seguir “colada” à superfície, enquanto que as camadas mais afastadas terão velocidade menor, causada pela maior pressão dinâmica, por isso chegarão na borda de saída defletidas para baixo e atrasadas em relação às camadas do extradorso.

As duas parcelas fluirão da borda de saída do aerofólio desviadas para baixo (downwash), e seguirão juntas, formando os vórtices aerodinâmicos. O aerofólio faz o papel de uma pá de hélice, impulsionando o ar para baixo, e reagindo, se movendo para cima, gerando a sustentação.

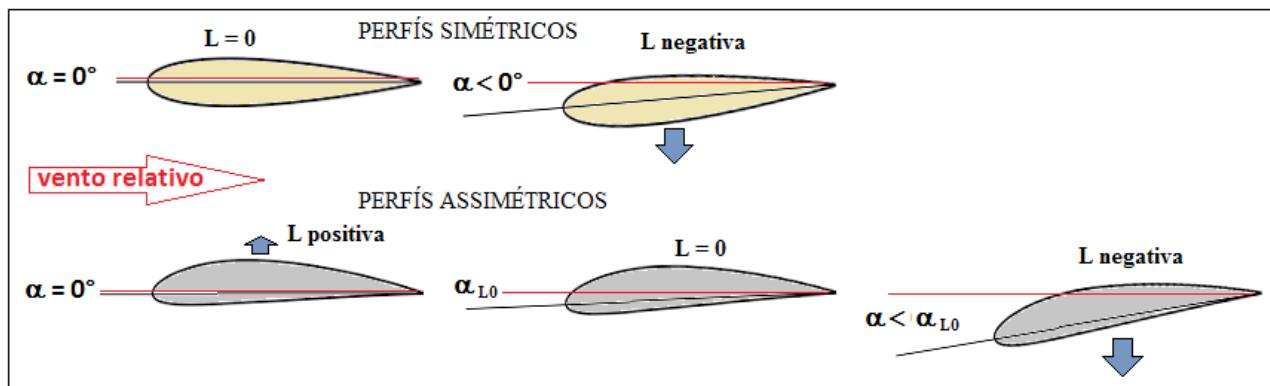


Influência do ângulo de ataque das asas na sustentação

- Num aerofólio simétrico, com ângulo de ataque nulo, o vento relativo vai fluir por duas curvaturas idênticas, portanto não haverá diferença de pressão entre extradorso e intradorso, e assim, não haverá sustentação.
- Num aerofólio assimétrico, mesmo com ângulo de ataque nulo, a curvatura do extradorso ainda será maior do que do intradorso, e o fluxo do vento relativo vai gerar sustentação.

Sustentação nula – Ocorre no Ângulo de Ataque de Sustentação Nula (α_{L0}) tanto para perfis simétricos como para perfis assimétricos.

Sustentação negativa - Quando o ângulo de ataque é menor que o ângulo de sustentação nula, a sustentação do aerofólio torna-se negativa. A sustentação negativa é usada em acrobacia aérea, principalmente para voo invertido.



2.2.1.1 Fatores que influem na sustentação: tipo de aerofólio, coeficiente de sustentação, velocidade aerodinâmica, área da asa e densidade do ar.

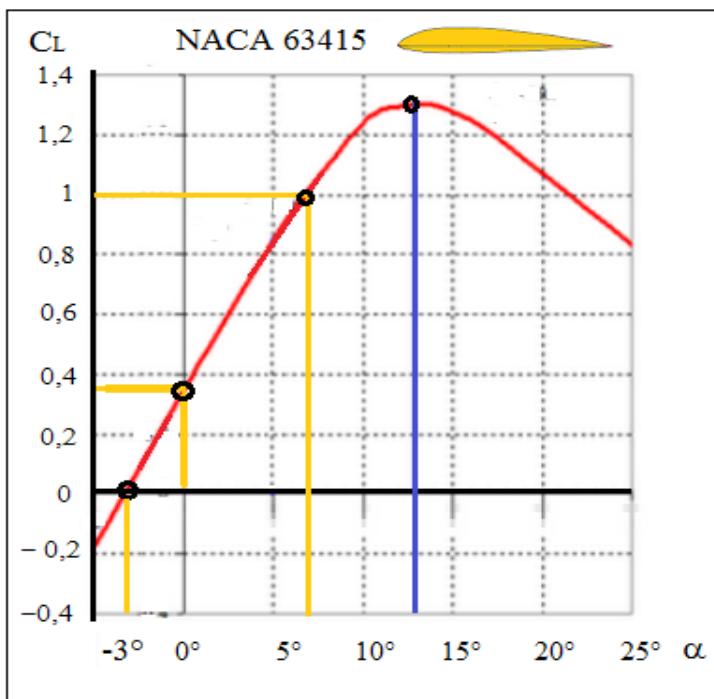
Coeficiente de sustentação (C_L) – é um número adimensional que representa a “assinatura aerodinâmica” de cada tipo de aerofólio. É obtido experimentalmente em laboratório.

Depende do perfil do aerofólio e do ângulo de ataque (α), portanto, um mesmo aerofólio terá uma gama de valores de C_L , correlacionados a cada ângulo de ataque em que estiver submetido.

Na curva do aerofólio assimétrico NACA 63415, apresentada a seguir, podemos ver que os valores de C_L , plotados num gráfico isométrico, mostram um crescimento quase linear, proporcional ao crescimento do ângulo de ataque (α), até alcançar seu máximo com 13° , quando pára de crescer, mesmo que (α) aumente. A partir desse ponto, há uma queda brusca de C_L .

Os pontos importantes desse gráfico, são:

- sustentação nula: $C_L = 0$ com $\alpha = -3^\circ$.
- ângulo de ataque nulo: $\alpha = 0^\circ$ com $C_L = 0,38$.
- sustentação unitária: $C_L = 1$ com $\alpha = 7^\circ$. (Este valor é igual ao ângulo de incidência da asa).
- sustentação máxima: $C_L = 1,3$.



Ângulo Crítico ou Ângulo de Estol ($C_L max$) - Como o formado do aerofólio é fixo, uma maneira prática de aumentar o C_L , para uma mesma velocidade, é aumentando o ângulo de ataque até um ponto máximo, a partir do qual, o fluxo de ar turbulento, descola-se do extradorso da asa e o C_L diminui drasticamente, ao mesmo tempo em que o arrasto cresce na mesma proporção.

Em baixas velocidades, pouso e decolagem, usam-se os dispositivos hipersustentadores (flaps e slats) para mudar o perfil e a área do aerofólio, e assim, aumentar o C_L .

Velocidade aerodinâmica (VA) ou (True Air Speed TAS) – a sustentação depende

da velocidade verdadeira (TAS) da aeronave em relação à massa de ar onde está voando, e essa velocidade depende da densidade do ar, portanto:

- na altitude onde se encontra a aeronave, a temperatura maior ou pressão menor do que os valores padrão, para essa altitude, implicam em velocidade verdadeira (TAS) maior que a velocidade indicada (IS) no velocímetro da aeronave.
- na altitude onde se encontra a aeronave, a temperatura menor ou pressão maior do que os valores padrão, para essa altitude, implicam em velocidade verdadeira (TAS) menor que a velocidade indicada (IS) no velocímetro da aeronave.

Área da asa (S) : representa toda a área em planta, inclusive a porção compreendida pela fuselagem. É calculada multiplicando-se a envergadura pela corda média geométrica (conforme 2.1.6).

Densidade do ar (ρ) - o ar em grandes altitudes é menos denso do que em baixas altitudes, e a massa de ar quente é menos densa que a massa de ar frio. Mudanças na densidade afetam a sustentação da aeronave e o desempenho do conjunto moto propulsor.

2.2.1.2 Expressão matemática da sustentação – Interpretação

$$L = \left(\frac{\rho V A^2}{2} \right) S C_L$$

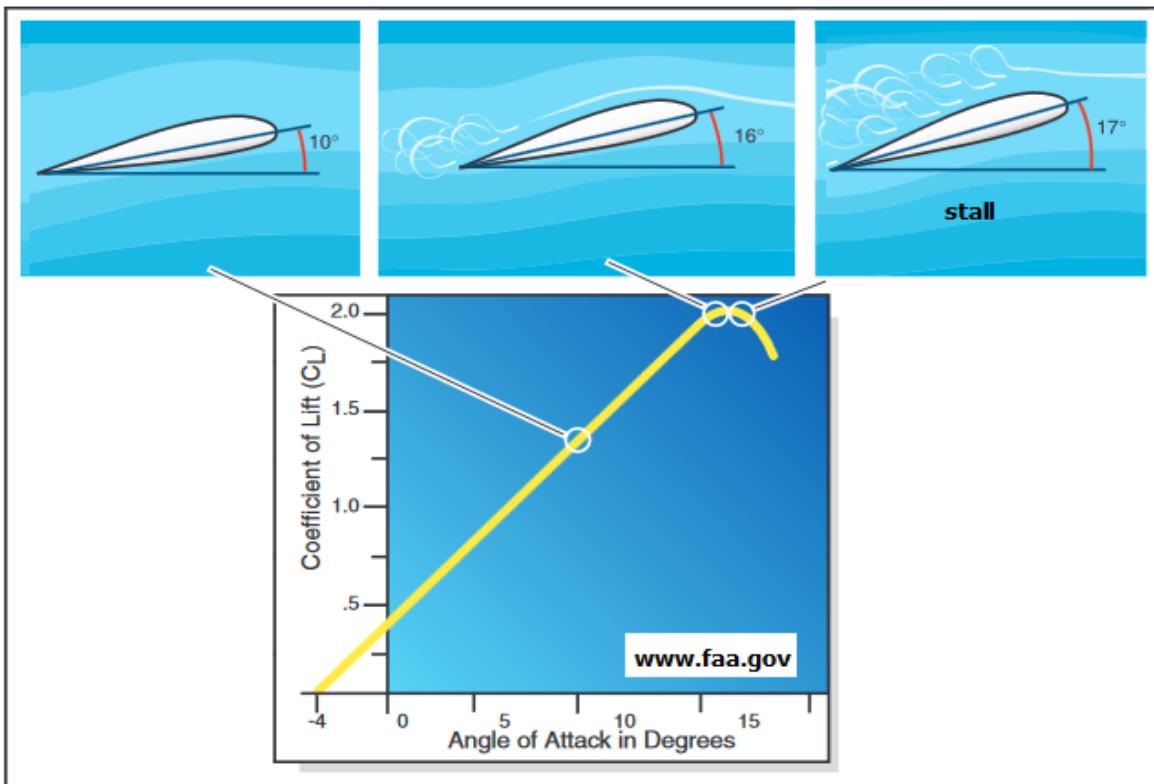
O termo $[(\rho \cdot V A^2) / 2]$ é chamado de pressão dinâmica (q).

Nesta expressão os únicos valores constantes são: a área do aerofólio (S), que influencia diretamente no resultado, e a constante 2, que influencia inversamente.

As outras grandezas são variáveis, e todas influenciam diretamente no resultado:

- ρ = densidade do ar: depende da temperatura e/ou da altitude.
- C_L = Característica do aerofólio: depende do ângulo de ataque.
- $V A^2$ = velocidade aerodinâmica ao quadrado: depende de VI e da densidade do ar.

Variação do coeficiente de sustentação e de arrasto com o ângulo de ataque - A dependência da sustentação e do arrasto com o ângulo de ataque podem ser medidas através de coeficientes adimensionais denominados coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto.



Normalmente o ângulo de ataque crítico é em torno de 15° para a maioria dos perfis aerodinâmicos.

Já vimos que o coeficiente de sustentação (C_L) aumenta direta e linearmente com o ângulo de ataque do aerofólio até um limite onde a sustentação se degrada rapidamente. Essa degradação ocorre justamente por conta do aumento direto e linear do arrasto, à medida que o ângulo de ataque cresce.

2.2.2 Arrasto: Conceito. Caracterização

Arrasto (Drag - D) - é a grandeza vetorial que representa a força aerodinâmica de resistência do ar ao deslocamento de um móvel. Tem a direção da trajetória do deslocamento, e sentido oposto à força que provoca o deslocamento. O mesmo que resistência ao avanço (item 2.1.6).

Há muitos fatores que afetam a magnitude desta força tais como o formato do corpo, sua rugosidade, a viscosidade do ar, a velocidade e as diferenças de pressão que agem sobre o corpo.

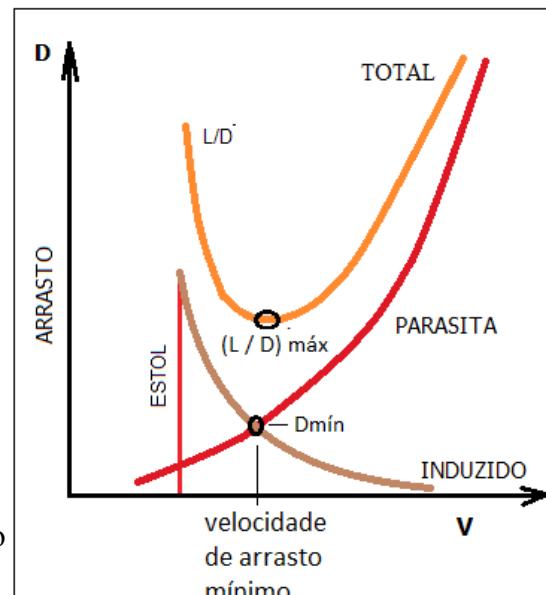
O arrasto total de uma aeronave tem duas componentes:

Arrasto induzido (D_i): é o arrasto dependente da geração de sustentação, é caracterizado por um arrasto de pressão causado pelo escoamento induzido “downwash”, que é associado aos vórtices criados nas pontas de uma asa de envergadura finita. **Diminui com o aumento da velocidade**.

Arrasto parasita (D_p): pode ser estimado através do cálculo individual da força de arrasto de cada uma das partes do avião que não produz sustentação. **Aumenta com o quadrado da velocidade**

É subdividido em três componentes:

1. Arrasto de forma: resulta da esteira turbulenta causada pela separação do escoamento da superfície de um corpo. A intensidade do arrasto de forma é relacionada ao tamanho e à forma desse corpo.
2. Arrasto de interferência: O arrasto de interferência aparece quando diferentes fluxos de ar, vindos de partes distintas da aeronave, se encontram, interagindo entre si. Um exemplo de arrasto de interferência é o que decorre da mistura do ar nas junções de estruturas como a asa e empennagens.
3. Arrasto de fricção: é causado pela rugosidade das superfícies externas da aeronave. Por isso o uso de rebites escareados para fixação da carenagem na estrutura.



Área plana equivalente - É fornecida pelo fabricante da aeronave. Significa uma área plana, perpendicular ao vento relativo, cujo arrasto é equivalente ao arrasto parasita da aeronave.

O “arrasto total mínimo” ocorre quando $D_i = D_p$ ou $(L/D) \text{ máximo}$

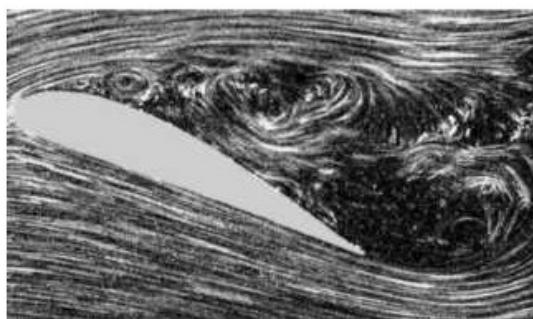
Fatores que influenciam o arrasto: ângulo de ataque, tipo de aerofólio, coeficiente de arrasto, velocidade de escoamento e densidade do ar

- **ângulo de ataque** - quando um avião aumenta o ângulo de ataque, aumenta também a sustentação mas há uma geração de gradientes de pressão adversos. A partir de um certo ângulo de ataque, estes gradientes de pressão adversos resultam no descolamento da camada limite do extradorso da asa e a consequente geração de vórtices de von Kármán, provocando o fenômeno conhecido como estol. No estol, o arrasto supera a sustentação.

- *Tipo do aerofólio* – o tipo do aerofólio tem relação direta com o coeficiente de arrasto, pois é sua forma (perfil e comprimento) que influencia na resistência ao avanço da aeronave.
- *Escoamento* – o escoamento do ar sobre uma determinada superfície depende diretamente do seu comprimento (na direção do “vento relativo”), da velocidade do ar e da densidade do ar, e depende inversamente da viscosidade do ar, sendo que, *a viscosidade do ar não depende da pressão, mas aumenta com a temperatura. Em temperatura elevada, a fluidez do ar é menor, e é mais fácil ocorre turbulência, ou seja, a perda de sustentação (estol) ocorre com menor ângulo de ataque.*

separação do escoamento laminar no extradorso

elevado ângulo de ataque



Vórtices de von Kármán

fig. 2.26

escoamento laminar aderente à superfície do intradorso

2.2.2.1 Coeficiente de arrasto total de um perfil aerodinâmico (CD) - representa a capacidade do perfil em gerar a força de arrasto. É dado pela adição dos coeficientes de arrasto parasita e induzido:

$$CD = CD_i + CD_p$$

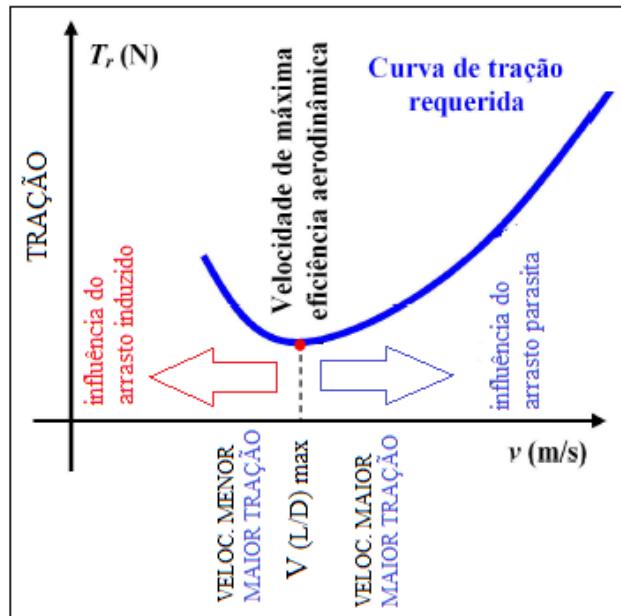
Máxima eficiência de um Aerofólio (L/D)máx - um perfil será considerado aerodinamicamente eficiente quando produzir sustentação com o mínimo de arrasto.

$$(L/D)\text{máx} = L / D \text{ mÍn}$$

- O arrasto cresce diretamente proporcional à densidade do ar (ρ) .
- Para baixa velocidade, a tração requerida possui um valor elevado, devido aos efeitos do arrasto Induzido que cresce inversamente à velocidade.
- Para o caso de maior velocidade, a tração requerida também é alta, porém agora influenciada diretamente pelo arrasto parasita que aumenta com o quadrado da velocidade de voo, enquanto o arrasto induzido diminui.
- O arrasto não altera com a altitude em voo horizontal. Alteram-se, a velocidade (V^2) e o ângulo de ataque (α) que está compondo o Coeficiente de arrasto (CD).

Tração requerida mínima - é obtida para a máxima eficiência aerodinâmica da aeronave (CL / CD) máx. E coincide com a **velocidade de arrasto mínimo** e com o “arrasto total mínimo”, ou seja, quando o Arrasto Induzido é igual ao Arrasto Parasita.

Velocidade de arrasto mínimo - possibilita um voo com o máximo alcance de uma aeronave com propulsão a hélice.



2.2.2.2 Expressão matemática do arrasto – Interpretação

$$D = \left(\frac{\rho V A^2}{2} \right) S C_D$$

O termo $[(\rho \cdot VA^2) / 2]$ é chamado de pressão dinâmica (q).

Nesta expressão os únicos valores constantes são: a área do aerofólio (S), que influencia diretamente no resultado, e a constante 2, que influencia inversamente.

As outras grandezas são variáveis, e todas influenciam diretamente no resultado:

- ρ = densidade do ar.
- C_D = Coeficiente de arrasto (característica do aerofólio para cada ângulo de ataque, dado através de gráfico).
- VA^2 = velocidade aerodinâmica ao quadrado.

Percebe-se, pelo termo VA^2 , que a resistência ao avanço aumenta exponencialmente com o quadrado da velocidade aerodinâmica.

2.2.2.3 Resistência induzida. Alongamento da asa e seus efeitos. Turbulhonamento de ponta de asa e seus efeitos sobre o avião e sobre terceiros

Resistência Induzida - na aerodinâmica, é o resultado da diferença de pressão entre a parte superior da asa (menor pressão) e a parte inferior (maior pressão), ou seja, a corrente de ar da parte inferior tende a fluir para a parte superior (chamado corrente de envergadura) pela ponta da asa gerando um turbilhonamento na extremidade, com isto, provocando uma resistência ao avanço do avião e diminuindo a sustentação.

Existem três técnicas para minimizar os efeitos desse fenômeno:

1. Aumentar a relação de aspecto (asas mais longas);
2. Aperfeiçoar a distribuição de pressão ao longo da envergadura (diminuir a área onde ocorre diferença de pressão próxima às pontas). Ex. asa elíptica.
3. Criar uma barreira física à formação dos vórtices (winglet).

Alongamento das asas – teoricamente o alongamento das asas diminui o arrasto induzido, e consequentemente, aumenta a sustentação e diminui a velocidade de estol.

Porém, não se pode utilizar um alongamento excessivo pois isso representa um maior peso e maior momento, criando problemas estruturais e problemas operacionais no solo.

As equações matemáticas para cálculo do Alongamento das asas são:

- Asas retangulares: $\text{Alongamento} = b / \text{CMG}$

- Asas não retangulares: $\text{Alongamento} = b^2 / S$

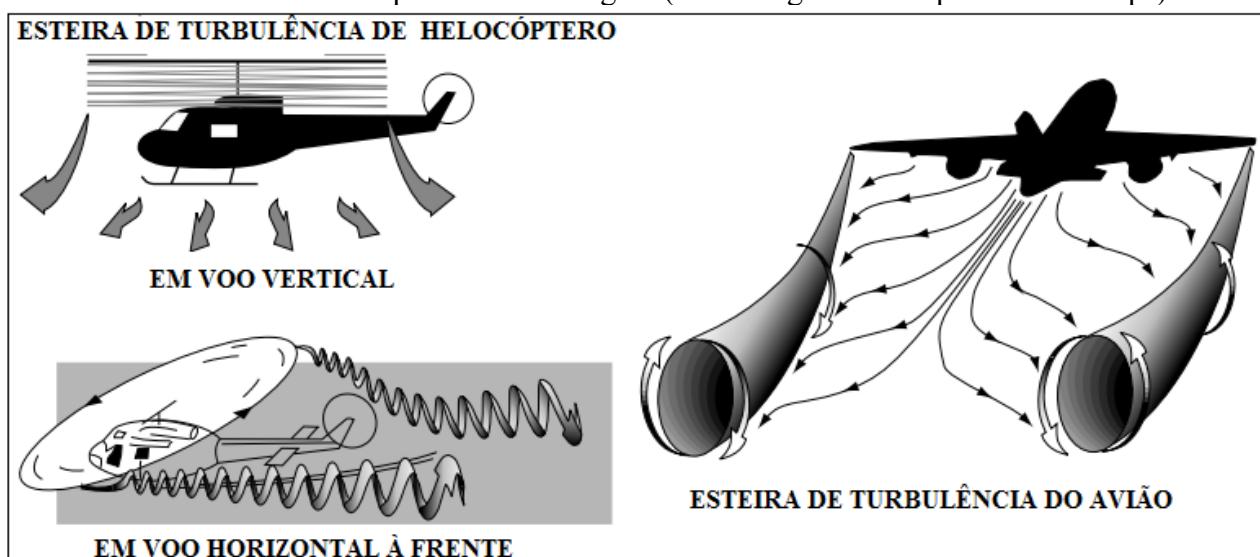
onde: b = envergadura da aeronave;

CMG = corda média geométrica da asa;

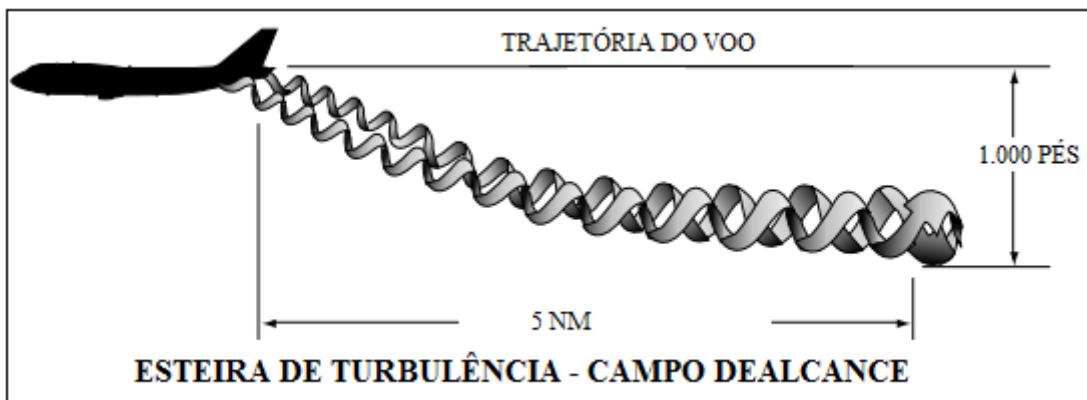
S = área das asas.

Asas Elípticas – São de difícil construção e adequação das superfícies de comando, por isso estão em desuso.

Esteira de turbulência (wake turbulence) - Produzidas pelo turbilhonamento do ar na ponta das asas (na verdade ocorre na asa inteira) é tão mais forte quanto maior for a sustentação, o que ocorre naturalmente nas manobras de pouso ou decolagem (maior ângulo de ataque e uso de flaps).



O grande inconveniente da esteira de turbulência é que em ar limpo e seco ela fica completamente invisível. Uma aeronave voando dentro do raio de ação de uma esteira de turbulência é submetida a movimentos bruscos e intensos, comprometendo não só a atitude do voo da aeronave, como também sua estrutura.



Por tudo isso, a mitigação desse inconveniente é tratada no Regulamento do Tráfego Aéreo, onde são definidas as separações de espaço e tempo para cada caso, de acordo com as categorias das aeronaves, segundo a esteira de turbulência de cada uma. A intensidade da esteira é diretamente proporcional ao peso da aeronave.

Winglets – São dobras para cima, nas pontas das asas, para dificultar a corrente de envergadura. É a solução mais utilizada atualmente.



Efeito solo (ground effect) - estando a aeronave em voo nas proximidades do solo, a uma altura equivalente ou menor do que sua envergadura, há uma redução do arrasto induzido, pelo bloqueio parcial dos vórtices de ponta da asa ao fazerem contato com o solo.

Por esse motivo, mantendo a mesma tração e o mesmo ângulo de ataque, a aeronave terá um ganho de sustentação, “flutuando” mais facilmente.

Este fenômeno vai ocorrer nos procedimentos de decolagem e pouso.

Efeito solo na decolagem – ao ganhar velocidade no solo o avião tende a “flutuar”, e isso passa a impressão ao piloto, que o avião já pode decolar com velocidade menor do que a velocidade



recomendada pelo fabricante. Se a decolagem iniciar antes da velocidade recomendada, ao sair do efeito solo, o avião tende a descer, gerando uma situação de risco de acidente, principalmente em condições adversas de decolagem como excesso de peso ou baixa densidade do ar.

Efeito solo no pouso - ao atingir a altura onde o efeito solo inicia, o avião tende a “flutuar”, e se não houver uma diminuição da potência ou do ângulo de ataque, o avião entrará numa trajetória para cima da rampa de descida, avançando para além do ponto de contato com o solo.



2.2.2.4 Estol e velocidade de estol

Estol (Stall - S) – É a perda de sustentação de uma aeronave, e pode ocorrer tanto em baixa como em alta velocidade. Se a perda é simultânea, nas duas asas, o estol é simétrico e sua evolução pode ser de fácil recuperação. Se a perda ocorrer em apenas uma das asas, o estol é assimétrico, e sua evolução é de difícil recuperação, pois a aeronave entra em rotação (parafuso ou spin).

A causa aerodinâmica do estol é determinada na curva característica do coeficiente de sustentação (C_L) versus o ângulo de ataque (α) de uma asa finita.

Nota-se que um aumento do ângulo de ataque proporciona um aumento do coeficiente de sustentação, porém esse aumento não ocorre indefinidamente, ou seja, existe um limite máximo para o coeficiente de sustentação de uma asa. Este limite máximo é designado no meio aeronáutico por “ponto de estol”.

Velocidade de Estol (Vs) - representa a mínima velocidade com a qual é possível se manter o voo reto e nivelado da aeronave. Essa velocidade pode ser calculada a partir da equação fundamental da sustentação.

Para se obter boas qualidades de desempenho de uma aeronave, é desejável que se obtenha o menor valor possível para a velocidade de estol, pois dessa forma, o avião conseguirá se sustentar no ar com uma velocidade baixa, além de necessitar de um menor comprimento de pista para decolar ou pousar.

A velocidade de estol é:

- diretamente proporcional ao dobro do peso ($2W$).
- inversamente proporcional à densidade (ρ) do ar, à área da asa (S) e ao coeficiente de sustentação máximo ($C_{L\max}$).

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\max}}}$$

Estol na raiz das asas - Na asa com forma geométrica retangular, a região do primeiro estol ocorre

bem próximo à raiz da asa, e, dessa forma, a região mais próxima da ponta continua em uma situação livre do estol, permitindo a recuperação do voo da aeronave fazendo-se uso dos ailerons que se encontram em uma situação de operação normal.

Isto também ocorre nas asas com forma geométrica elíptica, pois também ocorre uma propagação da região de estol da raiz para a ponta da asa.

Estol nas pontas das asas - A forma de propagação do estol na envergadura de uma asa varia conforme o modelo. É um fator importante para se observar, e assim, determinar a localização das superfícies de controle (ailerons) e dispositivos hiper sustentadores (flapes).

Na asa trapezoidal, o ponto do primeiro estol ocorre em uma região localizada entre o centro e a ponta da asa, e sua propagação ocorre no sentido da ponta da asa.

Esta situação é muito indesejada, pois uma perda de sustentação nesta região inibe a capacidade de manobra dos ailerons, geralmente localizados na ponta da asa, além do que, se essa perda ocorrer em baixa altitude, é de difícil recuperação.

Washout - Uma das soluções para isso é a torção geométrica na asa que consiste em alterar o ângulo de incidência “para menor”, a partir da raiz para a ponta das asas, e assim, mantendo atuante o comando dos ailerons.



Outra solução é a utilização de slots (fendas) atrás das bordas de ataque nas extremidades das asas. Ver o item 5 Dispositivos hipersustentadores.

2.2.3 Tração: Conceito. Caracterização

Tração (Thrust - T) – Força de empuxo, responsável pelo deslocamento do avião no ar . É dada pelo grupo moto propulsor, formado por motor e hélice.

Todos os motores que transformam energia calorífica em energia mecânica são denominados motores térmicos. Portanto os motores dos aviões a hélice e a jato são motores térmicos.

Quando ao sistema de propulsão, os aviões podem ser classificados em dois grupos principais:

- Aviões a hélice
- Aviões a reação

Aviões a hélice – Nestes aviões, o motor não produz diretamente a tração, mas através de uma hélice. Esta se baseia na Lei da Ação e Reação, impulsionando grandes massas de ar a velocidades relativamente pequenas. Os motores usados para girar a hélice podem ser dos dois tipos:

- Motores a pistão (convencional)
- Motores turbo.

Aviões a reação – Estes aviões usam motores que impulsionam o ar diretamente. Contrariamente à hélice, o motor a reação impulsiona massas de ar relativamente pequenas a grandes velocidades. Os principais tipos são:

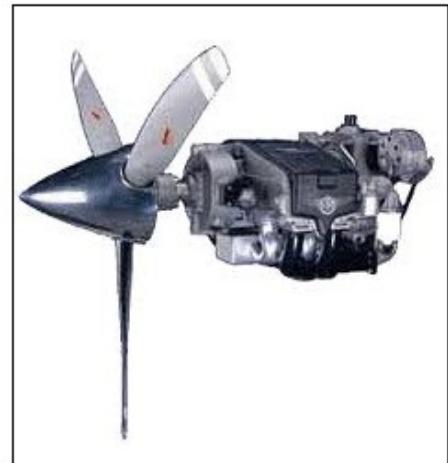
- Motores turbojato
- Motores “turbofan”

2.2.3.1 Motor convencional – Potência efetiva e sua variação com a RPM, com a pressão de admissão e com a altitude. Potência nominal.

Motores a pistão – Este motor assemelha-se ao dos automóveis, mas é construído dentro das exigências aeronáuticas de leveza, confiabilidade, alta eficiência, etc. É econômico e eficiente em baixas velocidades e altitudes, mas sua maior vantagem é o baixo custo, sendo por isso muito utilizado em aviões de pequeno porte.

As qualidades do motor aeronáutico – Dentre as qualidades exigidas do motor aeronáutico, as mais importantes são:

- segurança de funcionamento;
- durabilidade;
- ausência de vibrações;
- economia;
- facilidade de manutenção;
- capacidade;
- eficiência térmica;
- leveza.



Potência efetiva BHP (Brake Horse Power) – É a potência que o motor fornece no eixo da hélice. Ela é igual à potência indicada deduzida das perdas por atrito nas peças internas do motor.

- A potência é igual ao torque multiplicado pela rotação, portanto, depende diretamente da r.p.m. A potência efetiva não é fixa. Ela varia desde a de marcha lenta até a potência máxima.
- Os motores com admissão de ar tipo aspirado (sem turbo alimentadores) perdem potência com a altitude, devido à diminuição da quantidade de oxigênio no ar.

Potência de atrito FHP (Friction Horse Power) – é a potência perdida por atrito interno nas partes rotativas do motor. Varia conforme a rotação, e pode ser medida pelo Dinamômetro, girando-se o motor por meios mecânicos, sem funcionar.

Potência nominal – é a potência efetiva máxima para a qual o motor foi projetado e construído. Pode ser usada por tempo indeterminado. Quando falamos, por exemplo, em “motor de 140 HP”, estamos nos referindo à potência nominal. Ela é também denominada “potência máxima contínua” e faz parte da especificação do motor.

$$\text{IHP} = \text{BHP} + \text{FHP}$$

Potência máxima – É a Potência efetiva máxima, permitida por um curto período de tempo. Usada para operações de decolagem ou arremetida.

Potência Útil – é a potência efetiva vezes o rendimento da hélice. É a potência que produz a propulsão da aeronave.

Motores e Potências são estudados em “Conhecimentos técnicos, aeronaves e motores”, por isso cuidaremos apenas dos aspectos aerodinâmicos neste capítulo.

2.2.4 Peso – Ação sobre o voo

O excesso de peso reduz o desempenho de voo de um avião em quase todos os aspectos, provocando as seguintes deficiências, que serão estudadas nos próximos capítulos:

- Requer maior velocidade de pouso e decolagem (para aumentar a Sustentação).
- Requer maior distância de pouso e decolagem (aceleração / desaceleração mais demoradas).
- Provoca uma menor razão de subida.
- Provoca um menor ângulo de subida .
- Decresce o valor da “altitude máxima”.
- Aumenta o consumo de combustível (menor autonomia).
- Diminui o alcance do voo.
- Reduz a velocidade de cruzeiro.
- Reduz a capacidade de manobra;
- Aumenta a velocidade de estol.
- Sobrecarrega o trem de pouso principal.

3 Hélices: detalhes aerodinâmicos

Hélice (Propeller) - é o elemento rotativo do grupo motopropulsor que produz a tração pela Lei da Ação e Reação, impulsionando grandes massas de ar a velocidades relativamente pequenas, transformando a potência efetiva do motor em potência útil.

Os detalhes mecânicos e construtivos da hélice são estudados em “Conhecimentos técnicos, aeronaves e motores”, por isso cuidaremos apenas dos aspectos aerodinâmicos neste capítulo.

O desempenho de uma hélice, depende de:

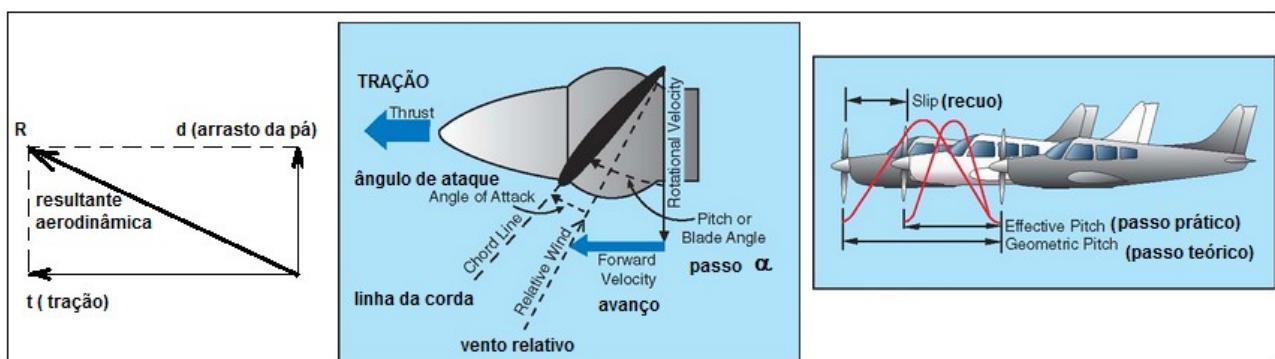
- passo da pá.
- diâmetro em função da rotação.
- área das pás em função da absorção de potência.

Passo da hélice (blade angle) – Como o perfil aerodinâmico da pá varia de formato, desde a raiz até a extremidade, a sua torção também varia, e tomando o ponto a 50% do raio, como referência, o passo da pá é a medida do ângulo formado pela corda do perfil e o plano de rotação, que é perpendicular ao eixo da hélice.

Passo aerodinâmico (pitch) – é a distância de avanço da pá a cada rotação. Seu valor é dado em polegadas, na especificação da hélice, e depende diretamente do passo da pá a 0,5 do raio. É visto de duas formas:

- *Passo teórico (geometric pitch)* – é a distância geométrica que a hélice poderia avançar, se não houvesse escorregamento no ar e seu rendimento fosse 100%.
- Passo efetivo (*forward velocity*) – é o avanço real, a cada volta da hélice, considerando-se o escorregamento do ar e do seu rendimento, que é entre 50 e 87%. É dado em polegadas, no manual da aeronave.

Recuo ou escorregada (slip) – É a perda de distância do passo teórico durante uma volta. É a diferença entre o passo teórico e o avanço efetivo.



Exemplo:

Uma hélice de passo fixo de 13" x 4", tem um diâmetro de 13" e seu passo médio é de 4", indicando que esta hélice se deslocaria 4" à frente por cada volta realizada.

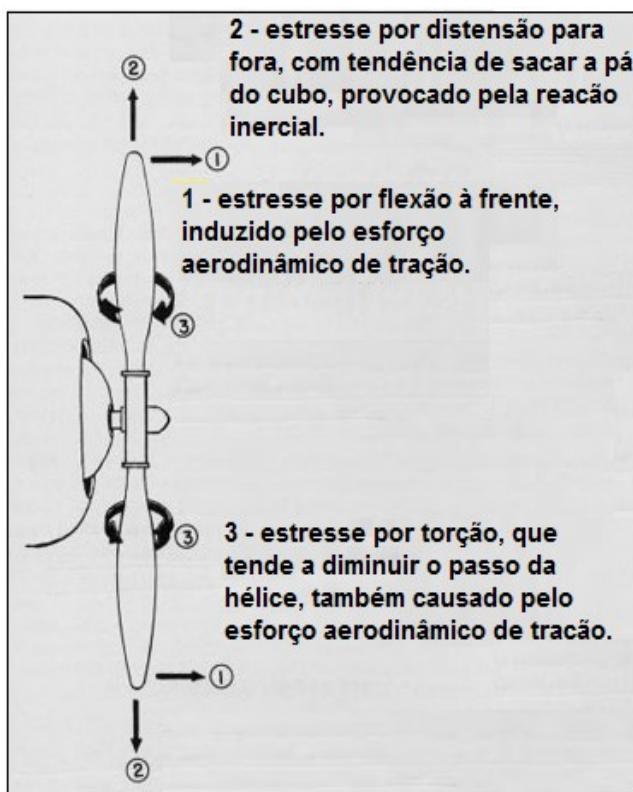
Limitação do diâmetro e da rotação da hélice – A velocidade de ponta de uma hélice deve ser menor que a velocidade do som, para evitar o surgimento de ondas de choque, que diminuem sua eficiência, além de gerar ruído.

Como essa velocidade é função direta da rotação e do diâmetro da hélice, este é um dos parâmetros que orientam a escolha da hélice.

Em uma hélice de madeira, a velocidade da ponta da pá deve ser de no máximo a 77% da velocidade do som, enquanto que para uma hélice de metal esse limite é de cerca de 85%.

Área efetiva da hélice ou Largura Relativa da Pá – é a relação entre a largura da pá na seção 0,75 R e o diâmetro da hélice.

Esforços atuantes numa hélice girando



Posicionamento do grupo motopropulsor - em aviões monomotores de pequeno porte, o grupo motopropulsor pode ser instalado na fuselagem em duas configurações distintas:

1. **Tratora** : instalado à frente da aeronave, com a hélice puxando a aeronave. Esta configuração é utilizada em 99% dos aviões da categoria. Como vantagens desse tipo de configuração podem-se citar os seguintes pontos:
 - permitir que a hélice opere em um escoamento limpo e sem perturbações;
 - o peso do motor contribui de maneira satisfatória para a posição do CG da aeronave, permitindo que se trabalhe com uma menor área de superfície de cauda para se garantir a estabilidade estática longitudinal da aeronave;

- propicia uma melhor refrigeração do motor, uma vez que o fluxo de ar acelerado pela hélice passa direto pelo motor.

Como desvantagens, podemos citar:

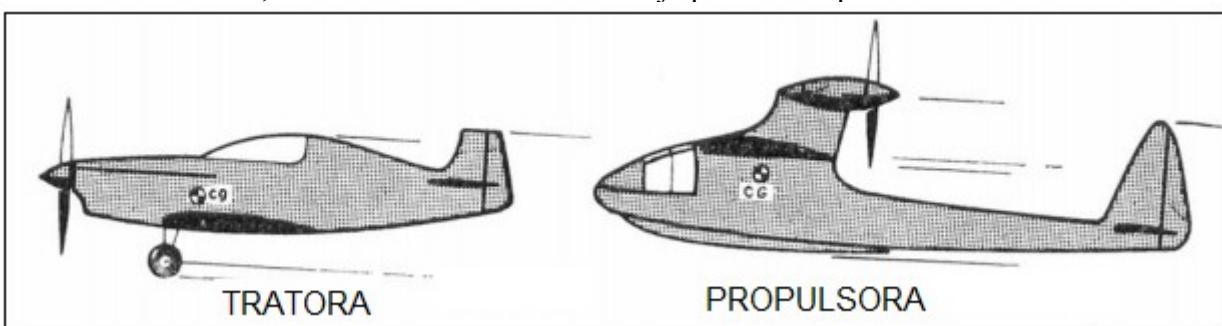
- A esteira de vórtices da hélice provoca perturbações sobre o escoamento que passa através da asa e da fuselagem interferindo na sustentação e na estabilidade lateral da aeronave;
- o aumento de velocidade do escoamento acelerado pela hélice provoca o aumento do arrasto total da aeronave, pois aumenta o arrasto de atrito sobre a fuselagem.

2. Propulsora : instalado atrás da asa, com a hélice empurrando a aeronave. Geralmente este tipo de montagem é utilizada em aviões anfíbios. Como principais vantagens dessa configuração podem-se citar:

- Permite a existência de um escoamento mais limpo sobre a asa e a fuselagem da aeronave, uma vez que o motor está montado na parte de trás da mesma;
- O ruído do motor na cabine de comandos torna-se reduzido além de proporcionar um maior campo de visão para o piloto da aeronave.

Como desvantagens, podemos citar:

- com o peso do motor atrás, o CG da aeronave também é deslocado para trás e a solução para posicioná-lo é mais complicada.
- a refrigeração do motor é menos eficiente.
- em voo, trabalha com um escoamento já perturbado pela aerodinâmica da aeronave.



Sentido de rotação da hélice – é definido em função do passo da hélice, e da posição de montagem na aeronave. Nos aviões monomotores, para a propulsão tipo tratora, o sentido preferencial é horário, visto da cabine.

Tipos de hélices, em função do passo - As hélices utilizadas na indústria aeronáutica podem ser classificadas da seguinte forma:

- *Hélice de passo fixo*: esta hélice é fabricada em peça única e o passo é mesmo ao longo de sua envergadura, geralmente são hélices de duas pás fabricadas em madeira ou metal. Este tipo de hélice tem seu rendimento ideal somente nas condições de velocidade e rotação para as quais foi projetada.
- *Hélice de passo ajustável no solo*: O passo da hélice pode ser ajustado no solo antes da decolagem da aeronave. Este tipo de hélice geralmente possui um cubo articulado que permite a rotação da pá para o passo desejado. O passo ajustável permite configurar a hélice para operar na aeronave de acordo com a localidade, permitindo melhores características de desempenho durante a decolagem em locais onde os efeitos da altitude se fazem presentes.

- *Hélice de passo controlável ou Velocidade Constante* : o piloto pode mudar o passo da hélice durante o voo, através de um sistema interno de comandos. Este tipo de hélice proporciona um voo com tração praticamente constante, permitindo que em todas as fases do voo a aeronave opere em condições de desempenho otimizado.

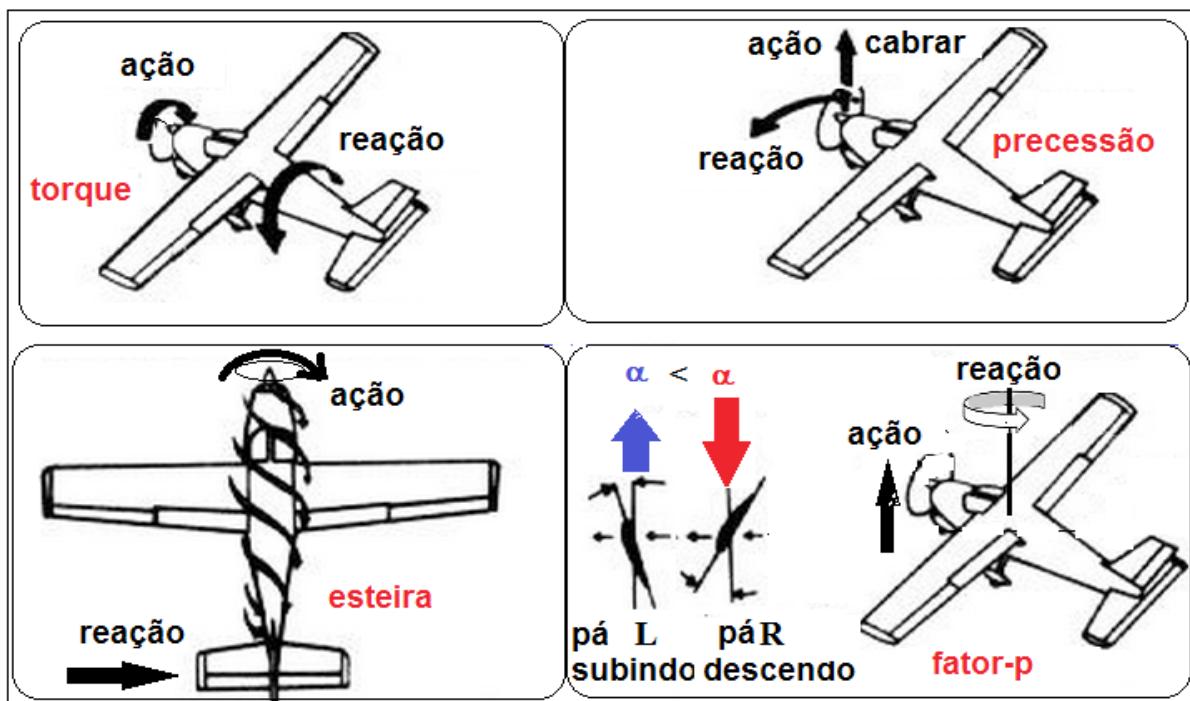
Estes são os passos ideais da hélice de passo regulável, de acordo com a etapa do voo:

- Decolagem - passo pequeno: pouco avanço, baixa velocidade e r.p.m. máxima.
- Subida e cruzeiro – passo maior: maior avanço, maior velocidade e menor r.p.m.
- Passo bandeira (90°) – usado com o motor parado em voo, a pá fica com a borda de ataque frontal ao vento relativo diminuindo o arrasto.
- passo reverso – usado como reverso para frenagem dinâmica no pouso.

3.1 Efeitos sobre a aeronave: esteira, torque, carga assimétrica, efeito giroscópico. Correção dos efeitos. Rendimento da hélice

Normalmente um avião monomotor, durante o voo, está sempre tendendo a virar para a esquerda. Isso ocorre nas aeronaves que utilizam hélices na parte dianteira e giram no sentido dos ponteiros do relógio (clockwise - CW) quando vistas da cabine. Quatro fenômenos distintos são causados pela hélice:

- Torque
- Precessão Giroscópica
- Esteira
- Fator -P



Torque da hélice - Cada pá é um dispositivo aerodinâmico que gera uma resultante aerodinâmica que pode ser decomposta:

- Força de tração (empuxo).
- Força de torção (torque).

O torque da hélice atua no eixo longitudinal (x) da aeronave e depende do passo da hélice e do quadrado da rotação. A influência do torque da hélice nos movimentos e controles de uma aeronave mono motor é percebida como uma tendência da aeronave rolar para a esquerda.

Normalmente o piloto controla essa tendência de giro através do controle de rolamento, compensando levemente o aileron direito.

Nas aeronaves bimotoras, com hélices contra rotativas (hélices que giram em sentidos opostos), os torques das duas hélices se anulam mutuamente, dispensando qualquer tipo de compensação.

Precessão Giroscópica - esse efeito ocorre quando um objeto em rotação é perturbado por forças externas. O motor e a hélice de um avião podem ser considerados um grande giroscópio. Utilizando-se a “regra da mão direita”, pode-se prever os efeitos dessa precessão nos motores convencionais que giram no sentido dos ponteiros do relógio (visto a partir da cabine).

Nesse caso espera-se um deslocamento para a esquerda durante uma manobra para cima (cabrar) e para a direita numa manobra para baixo (picar). Esse efeito é, no entanto, muito fraco num avião normal.

A precessão giroscópica é frequentemente confundida com o Fator -P.

Esteira da hélice - A hélice empurra o ar não apenas horizontalmente para trás, mas também de forma helicoidal em torno da fuselagem (no sentido horário, quando visto do cockpit, para hélices que giram nesse mesmo sentido). Esse ar, girando em torno da fuselagem incide no lado esquerdo da deriva vertical (assumindo que o leme está localizado acima do eixo da hélice), fazendo o avião guinar para a esquerda.

Esse efeito da esteira helicoidal da hélice é mais observado no início da corrida para decolagem, quando o ar produzido pela hélice, à plena potência, supera o fluxo normal longitudinal do ar produzido pelo deslocamento da aeronave em voo.

Fator -P - é o termo para o carregamento assimétrico da hélice, que faz com que o avião guinar para a esquerda quando submetido a altos ângulos de ataque.

Nessas condições, as pás das hélices do lado direito que estão descendo (visto por detrás) tem um maior ângulo de ataque do que as pás do lado esquerdo que estão subindo e, por isso mesmo, produzem mais tração.

Esse efeito é mais sentido nas aeronaves com trem de pouso convencional, que iniciam a corrida para a decolagem com a cauda baixa.

As aeronaves com trem de pouso triciclo mantêm uma atitude próxima à do voo horizontal durante a corrida de decolagem, e por isso são pouco susceptíveis ao fator -P durante essa fase de voo. Em todo o caso, esse efeito é mais fraco do que o produzido pela esteira da hélice.

Rendimento da hélice - Uma hélice de bom rendimento terá um passo progressivo, isto é, todas as secções da pá terão o mesmo avanço teórico, em função da velocidade tangencial em cada seção da hélice, que cresce diretamente proporcional ao raio da circunferência descrita pela hélice girando.

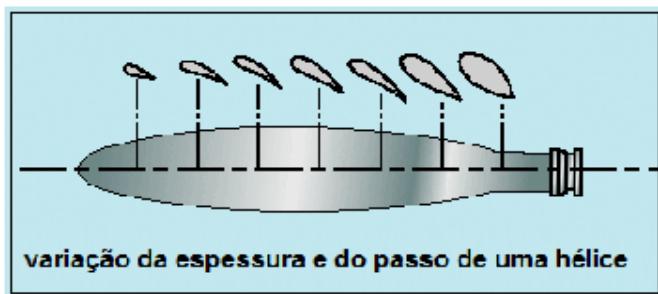
Velocidade tangencial (v) – num movimento circular uniforme, o trajeto percorrido por um ponto localizado a uma distância R do centro (raio) durante uma volta completa (L) é o comprimento da circunferência e dado por:

$$L = 2\pi R$$

Se conhecermos o tempo que a hélice leva para dar uma volta, ou seja, se tivermos seu período (T), poderemos determinar o módulo da velocidade tangencial em qualquer ponto da hélice, a partir de sua velocidade angular ω (ômega):

Sendo a velocidade angular $\omega = 2\pi / T$ radianos / segundo

então a velocidade tangencial será: $v = \omega \cdot R$



NOTA: A espessura da pá da hélice é decrescente da raiz para a ponta. A parte mais espessa é mais afetada por esforços de tração, torção e flexão.

O turbilhonamento, que ocorre nos extremos e do centro da hélice, assume valores importantes e faz com que o centro da zona de maior rendimento se encontre a cerca de 3/4 do comprimento da pá (75%), a contar do centro. Este é o ponto onde, normalmente, a pá é mais larga.

$$\text{rendimento } (\eta) = \frac{\text{potência útil}}{\text{potência efetiva}}$$

A eficiência da hélice varia de 50% a 87%, e este fator é uma componente do escorregamento aerodinâmico a cada volta.

4 Sistemas de eixos de um avião. Centros de Gravidade do avião. Comandos de voo e superfícies de comando

4.1 Sistemas de eixos de um avião – o avião é um corpo volumoso e complexo, com três grandes estruturas cruzadas, que são a fuselagem, as asas e a empennagem, e do ponto de vista geométrico, cada estrutura possui seus três eixos. A seguir, algumas considerações sobre os sistemas de eixos de um avião, com foco nos eixos de manobras, sobre os quais a aeronave se movimenta durante o voo.

- Um avião em voo está “pendurado” por uma resultante de sustentação (L) que atua em determinado ponto dentro da fuselagem, lateralmente centrado, denominado Ponto Neutro (PN). A posição longitudinal do PN depende da altitude do avião em voo, portanto, pode se deslocar para frente ou para trás. *Ver item 9.1.1 página 127.*
- Um avião, parado, e pronto para decolar, tem toda a sua massa inercial concentrada no Centro de Gravidade (CG), em um determinado ponto dentro da fuselagem, cuja posição lateral ideal deverá ser centrada.
- A posição longitudinal ideal do CG é sempre à frente do PN, e esta condição faz com que o eixo lateral (y) do PN, esteja atrás do CG (isto será analisado adiante). Com isto, as manobras de arfagem serão feitas sobre o eixo (y) do PN, e não do CG.
- Com o avião lateralmente equilibrado, a posição vertical do PN vai coincidir com a posição vertical do CG, logo os dois estarão compartilhando o mesmo eixo longitudinal (x), embora possam estar deslocados um do outro, longitudinalmente. Com isto, as manobras de rolagem serão sobre o eixo (x) do CG, que é o mesmo do PN.
- As manobras de direção serão feitas no eixo vertical (z) que passa no CG.

Algumas inconsistências teóricas no estudo do CG de um avião:

- Cita o CG como o ponto no encontro dos três eixos de manobras da aeronave, o que não está correto. Somente o eixo longitudinal é comum ao PN e ao CG.
- No estudo do Balanceamento e Estabilidade estática da aeronave, o CG é tratado somente do ponto de vista longitudinal (x), quando na verdade deve ser visto também do ponto de vista lateral (y) e vertical (z) em função de seu possível desbalanceamento, nas três dimensões, até mesmo em voo, conforme veremos adiante.

4.2 Centro de gravidade do avião

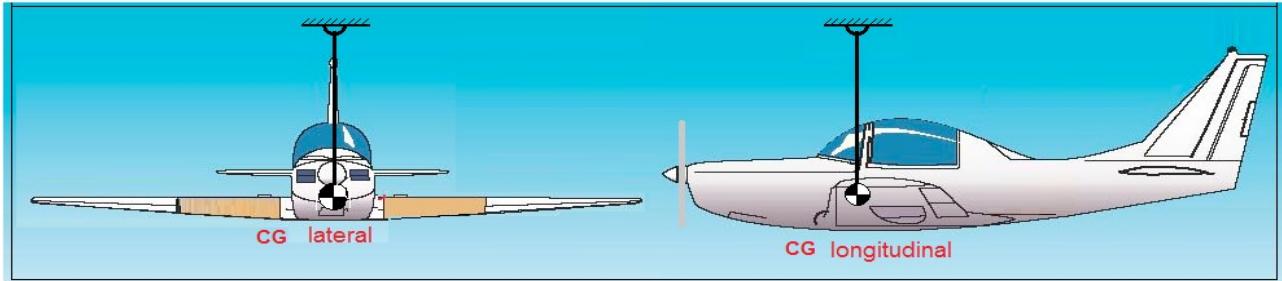
Centro de gravidade do peso vazio (CGPV) – é o ponto espacial (x; y; z), na origem dos três eixos que passam pelos respectivos centros de massa longitudinal, lateral e vertical do avião na condição de peso vazio (ver peso e balanceamento). Ele é parte essencial do registro de peso e balanceamento da aeronave, feito pelo fabricante. Lembrando que esses três eixos de massa não coincidem necessariamente com os três eixos de manobra.

Centro de gravidade do avião em voo - depende do “CG” de carga adicionada em solo, e que deverá ficar dentro da faixa determinada pelo fabricante da aeronave, ao redor do CGPV.

Durante um voo, o CG de um avião pode mudar de posição, supondo-se toda a carga imobilizada, conforme segue:

- Eixo “z” (vertical) – se os tanques estão acima do CG, este abaixará à medida que o avião consome combustível.

- Eixo “y” (lateral) – ocorre pelo consumo de combustível, se não houver uma equalização entre os tanques das asas, e também ocorrerá pelo deslocamento lateral de passageiros.
- Eixo “x” (longitudinal) – ocorrerá pelo consumo de combustível, e pelo deslocamento de passageiros para frente ou para trás.

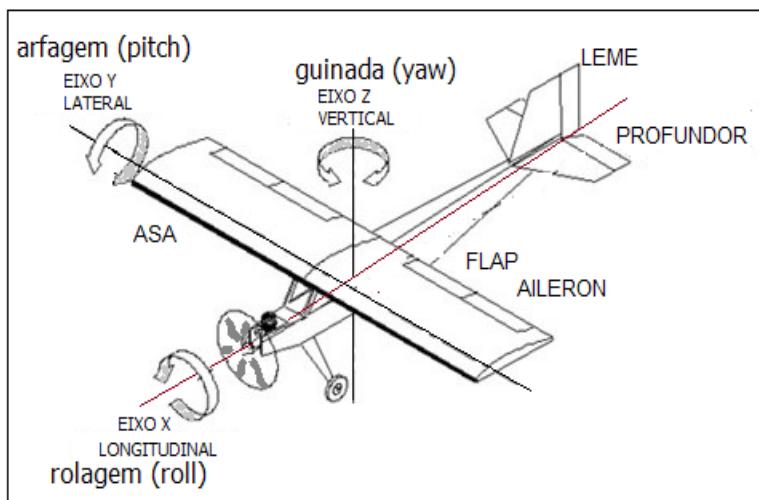


4.3 Comandos de voo e superfícies de comando

Os controles básicos de voo, manejados pelo piloto, agem em determinadas partes móveis das asas e da cauda do avião, denominadas “superfícies de comando”, que fazem com que este seja girado sobre os três eixos de manobras.

As superfícies de comando atuam alterando o ângulo de ataque dos aerofólios.

4.3.1 Eixos de manobras do avião. Movimento em torno dos eixos: arfagem, rolagem e guinada



O avião tem três eixos de manobras que se cruzam no PN, sobre os quais são feitos os movimentos durante seu voo.

- Eixo “x” ou longitudinal – centro do movimento de rolagem ou inclinação, para a direita ou para a esquerda.
- Eixo “y” ou lateral – centro do movimento de arfagem, ou proa para cima (cabrar) e proa para baixo (picar).
- Eixo “z” ou vertical – centro dos movimentos de guinada, ou proa à direita e proa à esquerda.

Como são referenciados aos movimentos do avião em voo, suas verdadeiras posições espaciais já foram vistas no tópico “Sistemas de eixos do avião”.

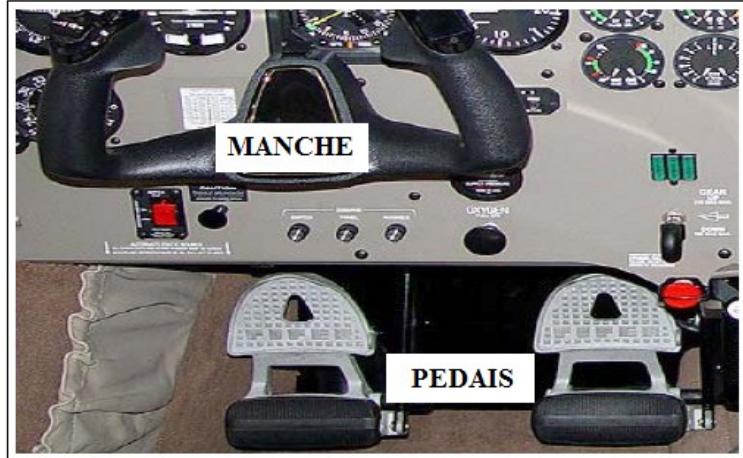
4.3.2 Comandos e superfícies – Características. Diferentes tipos. Princípio de funcionamento

Superfícies de comando primárias - são superfícies aerodinâmicas de perfil simétrico, articuladas, posicionadas nas bordas de saída das asas e dos estabilizadores horizontal e vertical.

- Profundor (elevator) : borda de fuga do estabilizador horizontal, é o responsável pelo movimento de arfagem ou tangagem (pitch).
- Aileron (aileron): borda de fuga da asa, na região do meio para a ponta, é o responsável pelo movimento de rolagem, bancagem ou inclinação lateral (roll).
- Leme (rudder): borda de fuga do estabilizador vertical, responsável pelo movimento de guinada (yaw).

O movimento dessas superfícies provoca alterações aerodinâmicas nos aerofólios principais, permitindo assim o perfeito controle dos movimentos da aeronave ao redor de seus três eixos de manobras.

Esses controles são limitados no seu curso para evitar manobras acima dos limites da aeronave, assim como são balanceados para proporcionar a estabilidade do voo com os atuadores em posição neutra.



Essas superfícies são comandadas pelo piloto da aeronave, a partir da cabine, através de mecanismos próprios.

Os dispositivos de controle na cabine são dois pedais com movimento assimétrico (gangorra) e um manche com movimentos axial (puxar e empurrar) e radial (girar à direita ou à esquerda).

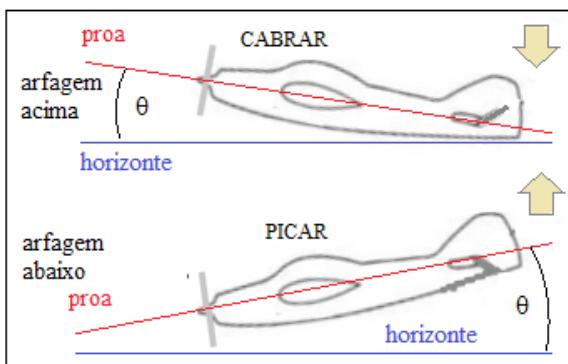
- Pedal direito: para fazer a manobra de guinada à direita.
- Pedal esquerdo: para fazer a manobra de guinada à esquerda.
- Manche com movimento axial de puxar: faz a manobra de arfagem para cima ou cabrar (pitch up).
- Manche com movimento de empurrar: faz a manobra de arfagem para baixo ou picar (pitch down).
- Manche girado à direita: faz a manobra de rolagem à direita (roll to the right).
- Manche girado à esquerda: faz a manobra de rolagem à esquerda (roll to the left).

NOTA: Os pedais atuam também no controle de direção da roda do trem de pouso (bequilha ou triquilha) e nos freios, quando o avião está no solo, portanto, têm dupla função:

1. o movimento em “gangorra” do conjunto da base dos pedais gera um movimento de rotação no pivô central e atua simultaneamente no leme de direção e na direção da roda (bequilha ou triquilha) do trem de pouso.
2. o movimento de comprimir os pedais aciona o freio das rodas principais do trem de pouso, e essa atuação é individualizada: cada pedal atua no freio de sua respectiva roda.

4.3.3 Movimentos em torno do eixo transversal (y): reações aerodinâmicas no uso dos profundos

Arfagem ou pitch ($\theta - \text{teta}$) – ângulo formado entre a proa do avião (eixo longitudinal) e o horizonte.



Puxar o manche leva os profundos para cima, forçando a cauda para baixo e o nariz do avião sobe (cabrar).

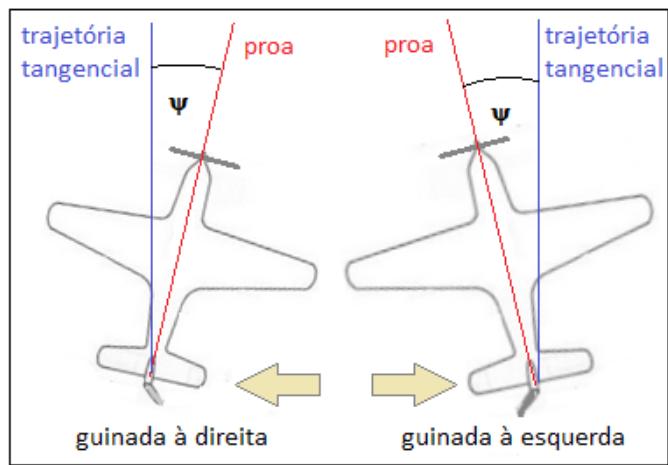
Empurrar o manche leva os profundos para baixo, força a cauda para cima e o nariz do avião desce (picar).

4.3.4 Movimentos em torno do eixo vertical (z): reações aerodinâmicas no uso do leme de direção

Guinada ou yaw (ψ – psi) – ângulo formado entre a proa do avião (eixo longitudinal) e a sua trajetória tangencial.

Acionar o pedal direito para baixo (o pedal esquerdo vai levantar) leva o leme para a direita, força a cauda para a esquerda e o nariz do avião vai para a direita.

Acionar o pedal esquerdo para baixo (o pedal direito vai levantar) leva o leme para a esquerda, forçando a cauda para a direita e o nariz do avião vai para a esquerda..

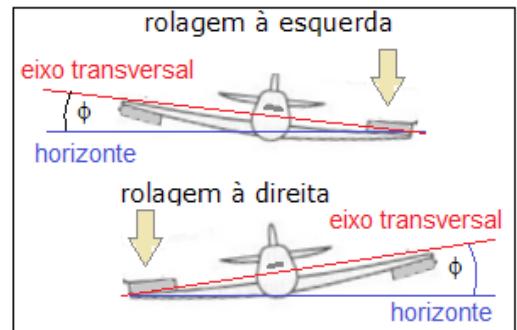


4.3.5 Movimentos em torno do eixo longitudinal (x): reações aerodinâmicas no uso dos ailerons; guinada adversa. Tipos de ailerons: normal, diferencial e de “frise”

Rolagem ou roll (ϕ – fi) – ângulo formado entre o eixo lateral do avião e o horizonte,

Girar o manche à direita eleva o aileron direito e baixa o esquerdo, forçando a asa a inclinar à direita.

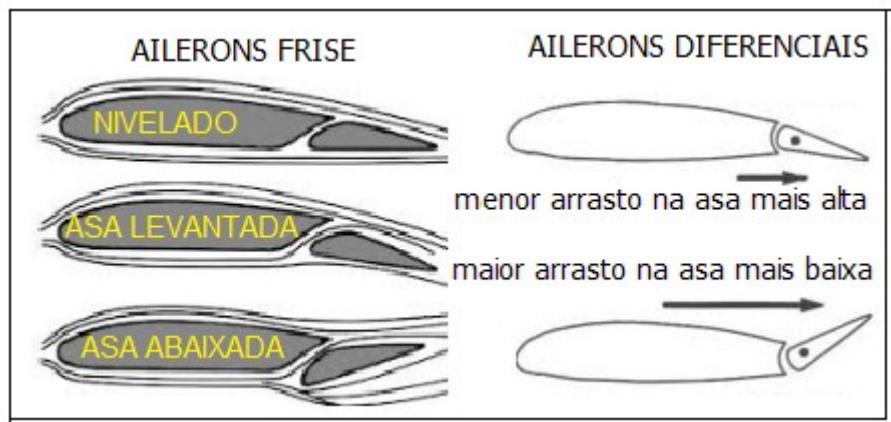
Girar o manche à esquerda eleva o aileron esquerdo e baixa o direito, forçando a asa a inclinar à esquerda.



Guinada adversa – Quando ocorre a rolagem, a asa que sobe ganha mais sustentação e mais arrasto induzido do que a asa que desce, por causa do maior ângulo de ataque criado pelo aileron abaixado. Isso cria uma tendência da aeronave “escorregar” para o lado da asa baixa, que está com menor sustentação, e ao mesmo tempo guinar no sentido contrário, entrando numa espiral descendente.

Para se evitar a Guinada Adversa temos os seguintes recursos:

- Ao fazer a rolagem para uma curva, aplicar leme de direção no sentido da curva, coordenado com a rolagem, independentemente do tipo de aileron utilizado.
- Avião equipado com ailerons diferenciais, onde o aileron que sobe (asa mais baixa) tem um ângulo maior do que o aileron que desce (asa mais alta).
- Os aviões de grande porte usam os spoilers, juntamente com os ailerons, para aumentar o arrasto da asa mais baixa nas curvas horizontais em baixa velocidade.
- Ailerons diferenciais do tipo "frise": o aileron da asa que desce cria uma saliência na parte do intradorso da asa, aumentando o arrasto. Ao serem acionados, trabalham também como slots, melhorando a sua atuação em grandes ângulos de ataque.

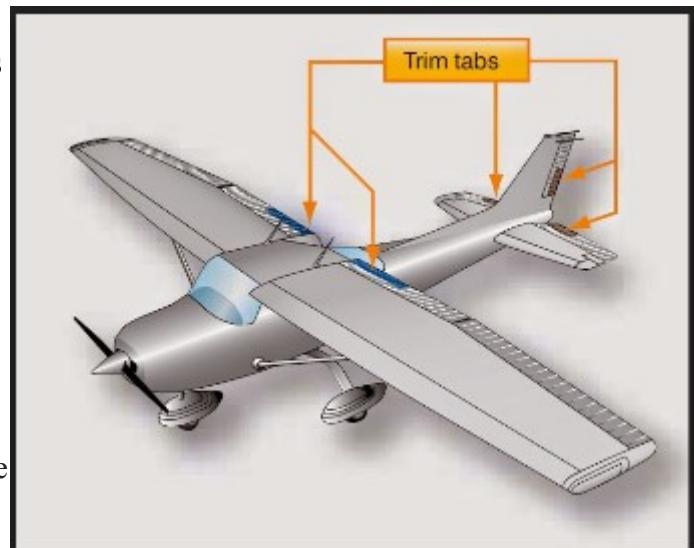


4.3.6 Compensadores (Trim tabs) – Finalidade. Caracterização. Princípios de funcionamento. Tipos mais utilizados: fixos, comandáveis e automáticos

Compensadores - são pequenas superfícies secundárias de comando, articuladas e ligadas ao bordo de fuga das superfícies de comando primárias. O movimento do compensador em uma direção provoca a deflexão da superfície primária de comando na direção oposta.

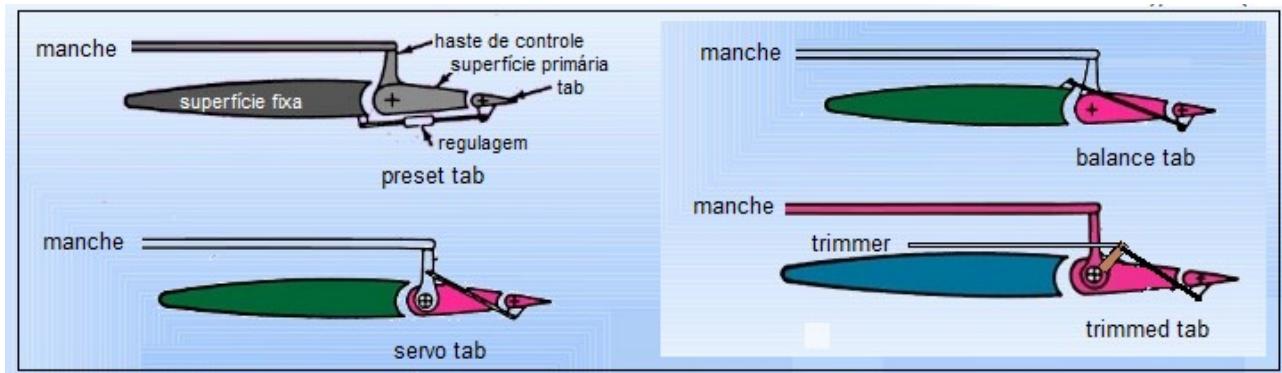
Os compensadores têm duas utilidades:

- Reduzir os esforços para o piloto comandar as superfícies de controle primárias.
- Proporcionar ajuste fino para manter o avião estabilizado em uma altitude de voo desejada sem a necessidade da atuação permanente do piloto nos comandos primários.



Tipos de compensadores:

1. Compensadores fixos - só podem ser ajustados no solo;
2. Compensadores comandáveis - podem ser ajustados pelo piloto durante o voo, a partir da cabine, para ajuste fino da superfície primária (trimagem);
3. Compensadores automáticos – acionados pelo movimento da superfície primária;

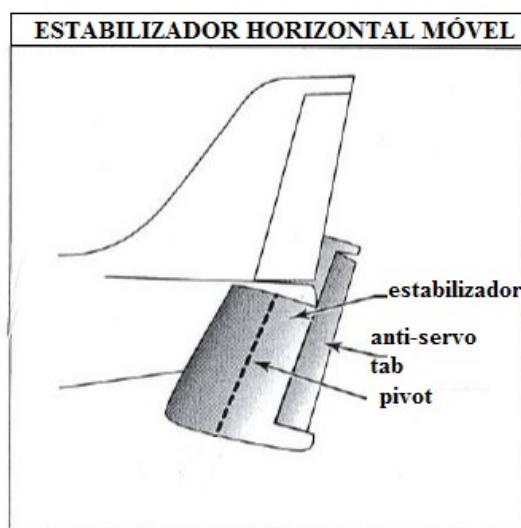
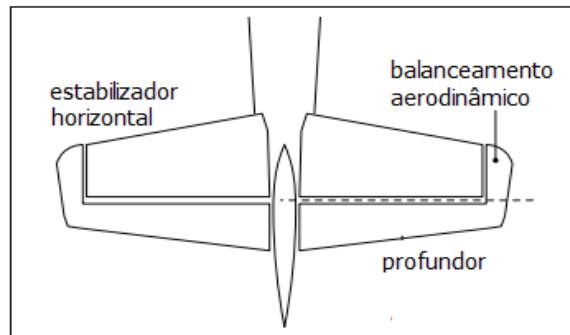


Compensadores fixos - controlam o平衡amento da aeronave de forma a mantê-la em voo reto e nivelado, sem atuação nos comandos. São ligados diretamente à superfície primária através de mecanismo de ajuste, a ser regulado previamente no solo.

Compensadores comandáveis - são comandados diretamente da cabine, através do Trimmer. O piloto faz as devidas compensações para manter a atitude desejada da aeronave, de forma suave e sem demandar esforços. São atuados continuamente, de acordo com a necessidade das variações de atitude.

Compensadores automáticos – servem para tornar o controle das superfícies primárias mais leves. São dois tipos:

1. *Movimento solidário* – o comando do compensador é interligado ao aerofólio, por haste rígida, haste regulável ou mola, de forma que, é acionado simultaneamente ao movimento da superfície primária.
2. *por balanceamento aerodinâmico* – consiste numa extensão de parte da superfície de comando primário à frente da linha da dobradiça, utilizando o fluxo de ar para ajudar na movimentação da superfície.



A deflexão do compensador com mola é diretamente proporcional à carga aerodinâmica imposta ao aileron, por conseguinte, nas baixas velocidades, o compensador com mola permanece na posição neutra, e o aileron fica sendo uma superfície controlada manualmente. Nas altas velocidades, onde a carga aerodinâmica é maior, o compensador funciona como uma ajuda na movimentação da superfície primária de comando. Algumas aeronaves usam o estabilizador horizontal móvel, englobando todos os aspectos relativos aos compensadores.

5 Dispositivos hipersustentadores

Servem para melhorar o coeficiente de sustentação (C_L) das asas em baixas velocidades, e consequentemente, diminuir a velocidade de estol durante pousos e decolagens. A função secundária é de freio aerodinâmico.

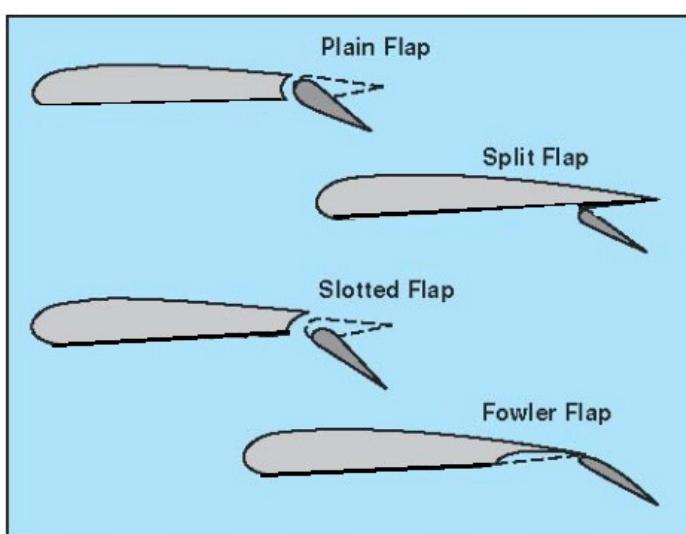
Durante a decolagem, o Manual da aeronave fornece o ajuste adequado para produzir a melhor combinação de sustentação (máxima) e arrasto (mínimo), permitindo que a aeronave percorra a menor distância no solo antes de atingir a velocidade de descolagem.

Quando esses dispositivos não são necessários, são retornados para uma posição neutra para a asa ficar com suas características aerodinâmicas normais.

São três tipos de dispositivos localizados nas asas:

- FLAPES – dispositivos articulados, expansíveis em aeronaves maiores, e comandados pelo piloto. Ficam na borda de fuga das asas, entre os ailerons e a fuselagem.
- SLATS - dispositivos articulados e comandados pelo piloto, localizados na borda de ataque.
- SLOTS – fendas localizadas na borda de ataque das asas.

5.1 Flapes – Tipos básicos: comum, ventral e fowler. Características. Slots e slats: tipos. Influência no ângulo crítico



FLAPES – São dispositivos hipersustentadores acoplados ao bordo de fuga da asa, sendo constituídos de superfícies móveis e correspondendo em torno de 15% a 25% da corda.

A deflexão de um flape corresponde:

- a um aumento da curvatura do perfil na parte traseira da corda.
- há um incremento do ângulo de ataque efetivo e do coeficiente de sustentação.
- alguns flapes também se movimentam para trás, aumentando a área da asa.

TIPOS DE FLAPES

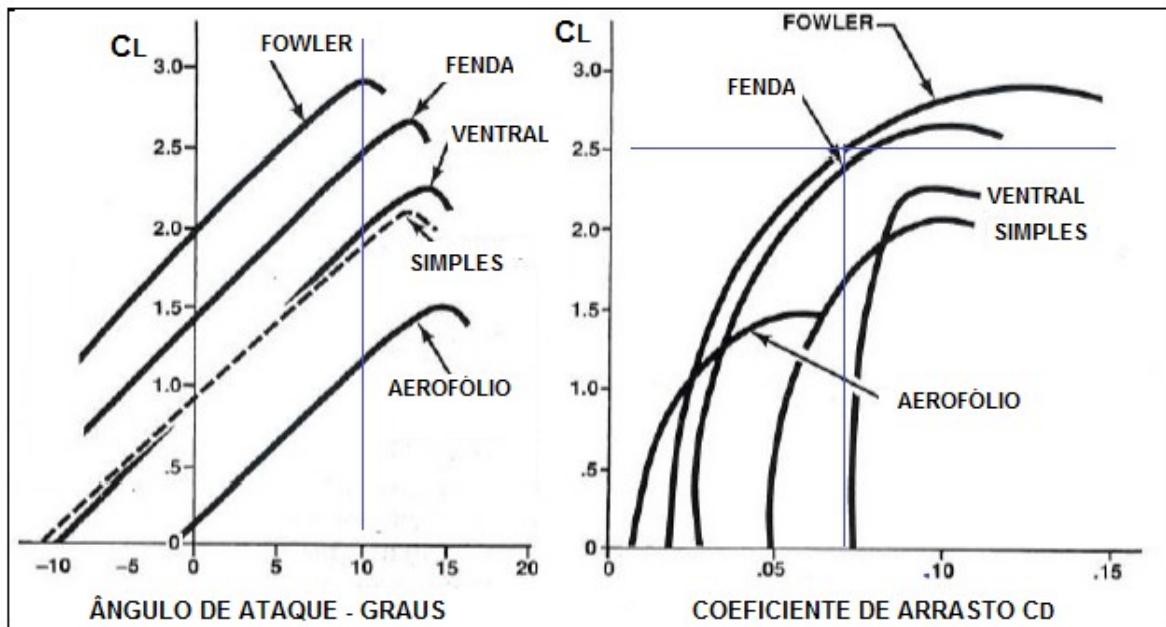
- Flapes Simples (plain flap) – Consiste numa seção da borda de saída da própria asa, com apenas o movimento de giro do ponto neutro para baixo e vice-versa.
- Ventral ou de intradorso (split flap) – Consiste em uma aba do intradorso da asa,
- Com fenda (slotted flap) – no formato do flape simples, mas com uma fenda no ponto de articulação, permitindo a passagem de ar do intradorso para o extradorso.
- Extensivo (fowler flap) – além da inclinação, se desloca para trás, aumentando a área da asa.

Análise da sustentação – No gráfico C_L x ângulo de ataque, para $\alpha = 10^\circ$ teremos os seguintes valores de C_L :

- sem flapes = 1
- com flape simples = 2

- com flape ventral = 2,2
- com flape fenda = 2,5
- com flape fowler = 2,8

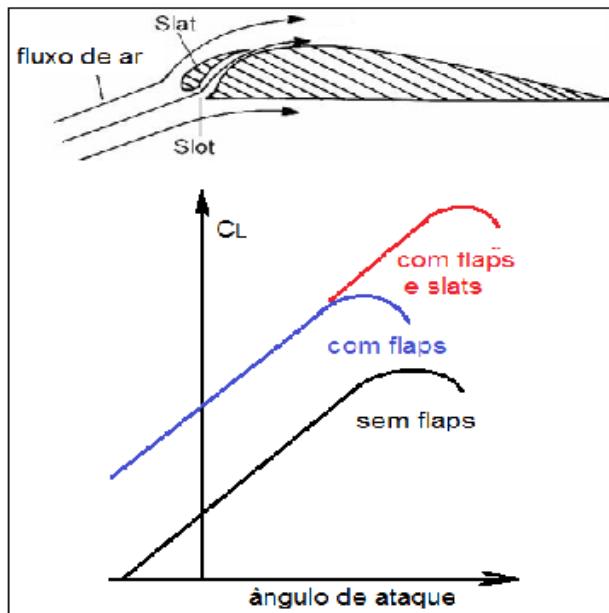
Análise do arrasto – No gráfico CL x CD, para um CL = 2,5, o Coeficiente de arrasto do flape Fowler é 0,07, praticamente o mesmo valor dos outros flapes, para valores de CL menores.



SLAT - é a parte frontal da borda de ataque da asa que se desloca à frente, através de comando do piloto, com duas finalidades:

- criar uma fenda (slot) para permitir a passagem de ar do intradorso para o extradorso da asa, melhorando assim o escoamento do ar em elevados ângulos de ataque, retardando o descolamento da camada limite.
- Prolongar a asa e mudar a curvatura da borda de ataque, ampliando mais a sustentação.

SLOT - (também denominado fenda ou ranhura) é uma fenda localizada atrás da borda de ataque da asa, ou criada pelo afastamento do slat, ou uma fenda fixa, já incorporada à asa.



Aumentam o ângulo de ataque crítico, sem alterar a curvatura ou a área das asas.

Estes dispositivos, combinados com os flapes, são fundamentais durante a decolagem e pouso, quando a velocidade é mais baixa e a necessidade de sustentação é mais crítica.

SPOILERS - (freios aerodinâmicos) - são placas móveis instaladas na superfície superior traseira das asas, com movimento da aba traseira para cima, cujo

propósito é “perturbar” o fluxo de ar uniforme que passa pelo extradorso das asas, criando assim um arrasto (maior do que os flaps) e defletindo a asa para baixo.



Podem ser utilizados como auxílio ao movimento de rolagem (inclinação lateral), neste caso seu acionamento é individualizado para cada uma das asas, e se elevam proporcionalmente ao movimento dos ailerons.

Se usados como freio dinâmico durante o pouso, são acionados simultaneamente nas duas asas, com

acionamento de 100% do curso. Isto também força a aeronave contra o solo para melhorar a atuação da frenagem das rodas do trem de pouso.

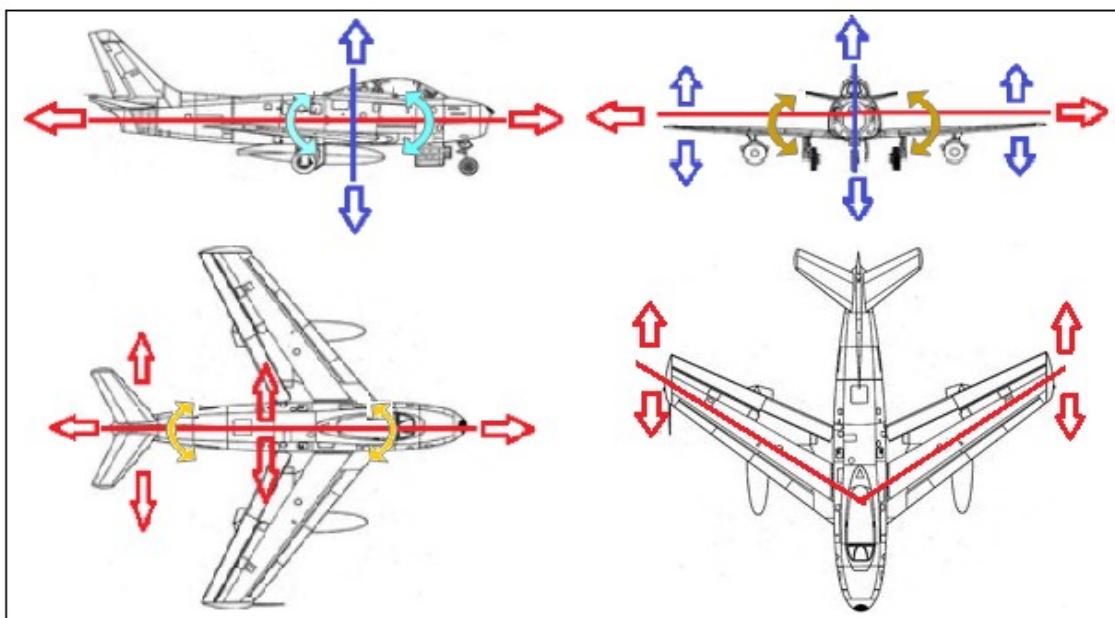
Nas aproximações e manobras de descida podem ser acionados simultânea e parcialmente (50%) nas duas asas para forçar perda de velocidade e altitude mais rapidamente.

6 Esforços estruturais e fator de carga (n)

Cargas Dinâmicas - São esforços que o avião sofre durante o voo, devido a manobras e/ou turbulências. Uma aeronave é homologada para determinada categoria, de acordo com os testes de protótipo, feitos pelo fabricante, e registrados no órgão regulamentador competente.

Esses esforços ocorrem de maneira isolada ou simultaneamente sobre a estrutura da aeronave, nos planos horizontal e vertical:

- *Cargas dinâmicas horizontais de tração e compressão, lateral e longitudinal*: são as de menor importância
- *Cargas dinâmicas horizontais de flexão lateral e longitudinal*: são muito importantes e podem provocar danos estruturais
- *Cargas Dinâmicas Verticais de flexão* – ocorrem tanto isoladamente como combinadas com as cargas horizontais. São as mais importantes, pois podem destruir um avião se forem excessivas.
- *Cargas dinâmicas de torção nos três eixos de manobras* : também são muito importantes e podem provocar danos estruturais.



6.1 Caracterização e importância do fator carga

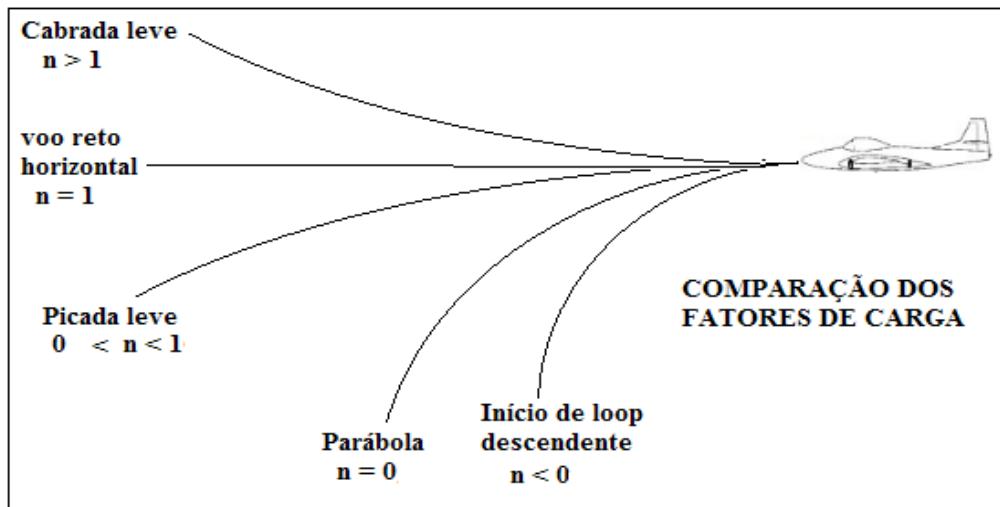
O fator de carga é uma variável que reflete diretamente no dimensionamento estrutural da aeronave, dessa forma, percebe-se que quanto maior for o seu valor, mais rígida deve ser a estrutura da aeronave, e consequentemente, maior será o peso estrutural. Como é adimensional, se expressa somente por número, positivo ou negativo, sem associá-lo a qualquer unidade de medida.

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

n	fator de carga
L	sustentação
W	peso (massa * g)

O “fator de carga” (n) pode ser:

- $n > 1 \rightarrow$ cabrando o avião
- $n = 1 \rightarrow$ em voo nivelado
- $n < 1 \rightarrow$ picando o avião
- $n = 0 \rightarrow$ aeronave em trajetória parabólica (sensação de ausência de peso)
- $n < 0 \rightarrow$ picada mais acentuada que a parábola, lançando objetos (e pessoas) soltos em direção ao teto do avião



Um piloto submetido a um fator de carga maior do que 1,5 tem a sensação de aumento do peso, acompanhado de tontura ou vista escurecida. A sensação com fator de carga zero, é de leve flutuação, e com fator de carga negativo é de total flutuação, dependendo de cinto de segurança para se manter no assento.

Basicamente um fator de carga $n = 2$ significa que, para uma determinada condição de voo, a estrutura da aeronave estará sujeita a uma força de sustentação dada pelo dobro do peso.

O fator de carga de uma aeronave é especificado pelo fabricante, com valores positivos e negativos, os quais não devem ser ultrapassados pelo piloto. As principais causa de fatores de carga com elevados módulos, são:

- manobras acentuadas ou bruscas.
- curvas horizontais ou verticais em alta velocidade ou raio apertado.
- Recuperação de mergulhos.
- Voo submetidos a rajadas.

Existem duas categorias de limitações estruturais que devem ser consideradas durante o projeto estrutural de uma aeronave:

1. *Fator de carga limite (n_{lim})*: É associado com a deformação permanente em uma ou mais partes da estrutura do avião.
 - Se durante um voo, o fator de carga “n” seja menor que o fator de carga limite, a estrutura da aeronave irá se deformar durante a manobra, porém retornará ao seu estado original quando $n = 1$.
 - Para situações onde n é maior que o fator de carga limite, a estrutura irá se deformar

permanentemente, ocorrendo assim um dano estrutural, porém sem que corra a ruptura do componente.

2. *Fator de carga último (n_{ult})*: Este representa o limite de carga para que ocorra uma falha estrutural. Caso o valor de “n” ultrapasse o fator de carga último, componentes da aeronave com certeza sofrerão ruptura. É recomendada uma margem de segurança de 50% de n_{lim}

$$n_{ult} = 1,5 n_{lim}$$

6.2 Fator de carga de manobras. Conceituação e diagrama “V x n”

Manobrabilidade - é a qualidade de um avião que lhe permite ser manobrado facilmente e com segurança. Implica em ter capacidade estrutural para suportar as tensões impostas pelas manobras, capacidade dos comandos de voo adequada, aerodinâmica ampliada e potência suficiente do grupo moto propulsor.

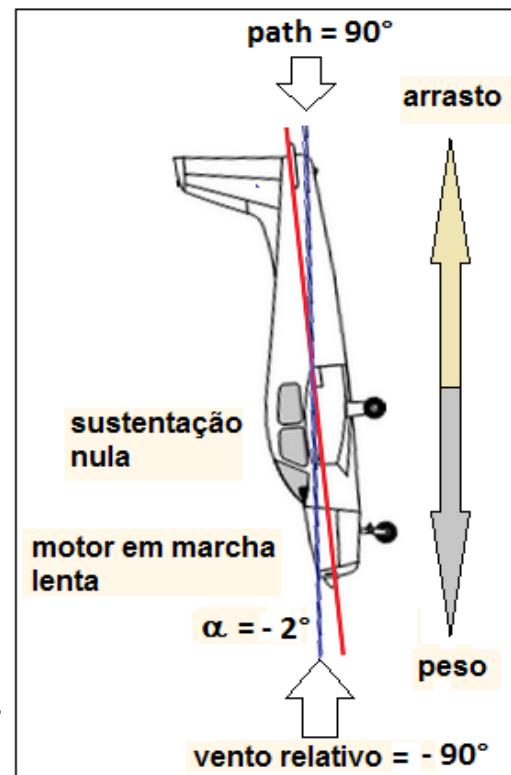
Velocidade Limite (VNE) - “velocidade nunca exceder” não pode ser ultrapassada, para evitar danos estruturais à aeronave.

Mergulho - é uma voo vertical reto, ou combinado com curva horizontal, onde a velocidade deve ser controlada para não ultrapassar a velocidade limite da aeronave.

Velocidade final (VD) - É a velocidade máxima atingida pela aeronave num planeio vertical de 90° que ocorre quando uma aeronave está em *queda livre*.

Nesta condição, a força arrasto (D) se iguala à força peso (W) e a “velocidade de mergulho” passa a ser constante (aceleração zero). Na trajetória vertical a força de sustentação será “nula” pois a trajetória coincide com a corda da asa, e quando isso ocorre, teremos o ângulo de ataque da aeronave negativo, com módulo igual ao ângulo de incidência da asa.

Recuperação de mergulho - é uma curva vertical, reta ou combinada com curva horizontal, passando da condição de descida para subida, com uma altíssima inversão do “g”, de negativo para positivo.



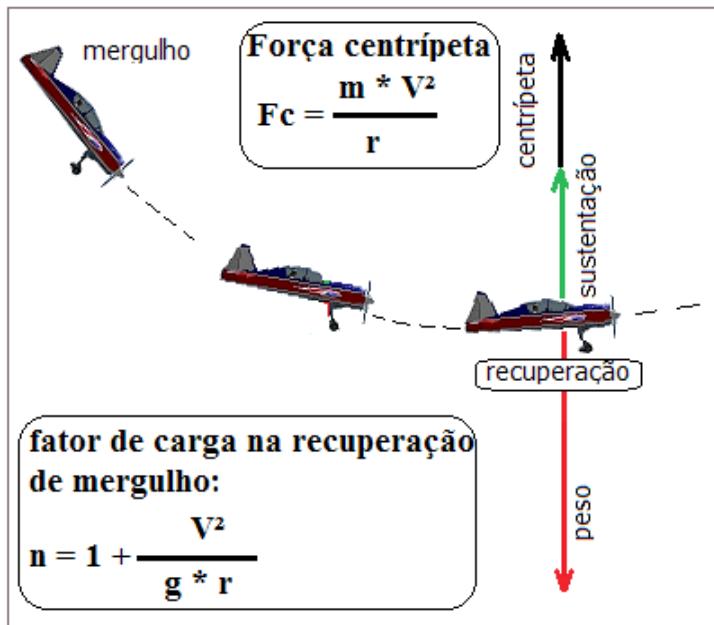
Fator de carga em recuperação de mergulho - Na recuperação de mergulho, a sobrecarga na aeronave é decorrente do acréscimo da força centrípeta à sustentação normal, necessária para contrapor à força peso. Neste caso, dois fatores agravam o incremento da força total de sustentação:

1. Curva vertical muito acentuada: a força centrípeta é inversamente proporcional ao raio, portanto, raio menor significa força maior.
 2. Velocidade da aeronave: a força centrípeta é diretamente proporcional ao quadrado da velocidade.
- $n =$ fator de carga (adimensional)

- v = velocidade da aeronave (m/s)
- g = aceleração da gravidade (m/s²)
- r = raio de curva (m)
- m = massa (Kg)

Curva horizontal - O fator de carga em curva horizontal só depende do ângulo de inclinação (ϕ) da aeronave em relação ao horizonte.

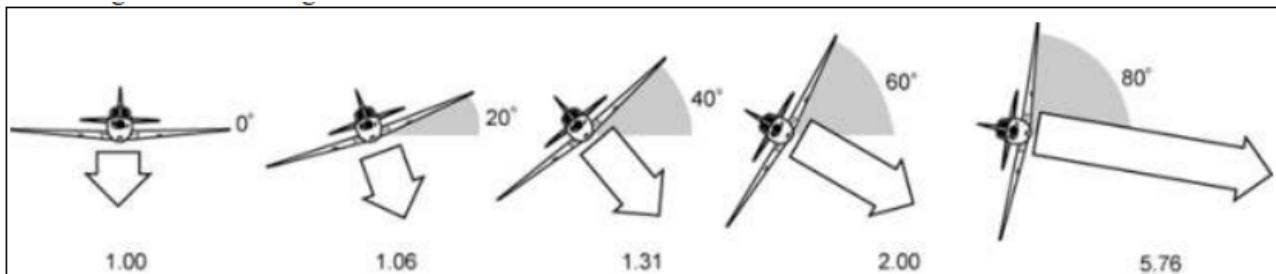
Quanto maior o ângulo de inclinação “ ϕ ” (ϕ), maior será o valor de “ n ”. Curvas planas horizontais têm incremento do “ g ” positivo. Por exemplo, numa curva de 60° a sustentação normal é igual ao dobro do peso. Dizemos então que o fator de carga é igual a 2.



Para uma inclinação tendendo a 90°, “ n ” tenderá a um valor infinito.

O fator de carga em curva horizontal é o inverso do co-seno do ângulo de inclinação.

Exemplos de “ n ” em curvas horizontais : $n = 1 / \cos \phi$



$$\phi = 20^\circ n = 1,06$$

$$\phi = 30^\circ n = 1,15$$

$$\phi = 40^\circ n = 1,30$$

$$\phi = 50^\circ n = 1,55$$

$$\phi = 60^\circ n = 2$$

$$\phi = 70^\circ n = 2,93$$

$$\phi = 80^\circ n = 5,7$$

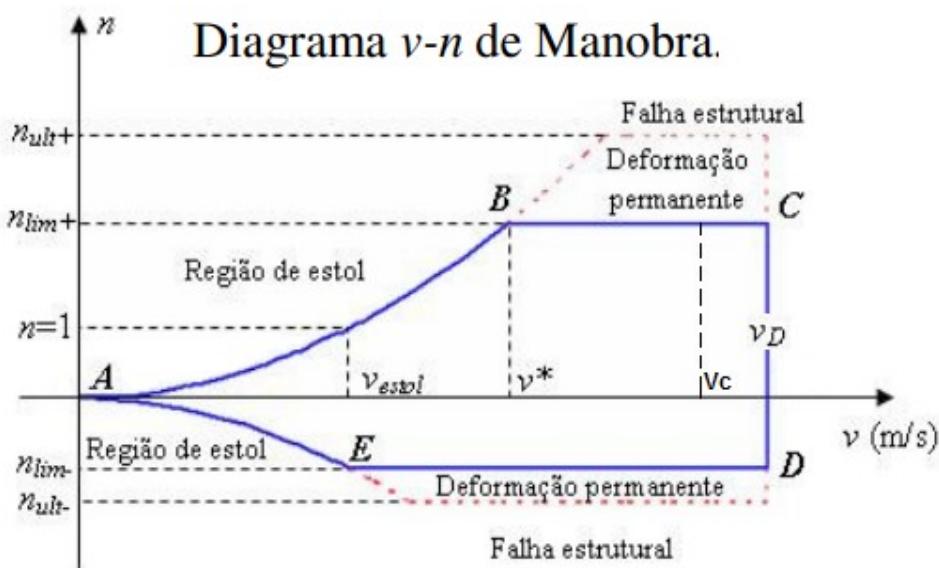
$$\phi = 90^\circ n = \text{infinito}$$

A figura abaixo mostra um diagrama “v-n” de manobra típico de uma aeronave com a indicação dos principais pontos, segundo a norma FAR Part-23 [2] considerando uma categoria de aeronaves leves subsônicas.

- A linha AB representa o limite aerodinâmico do fator de carga determinado pelo C_L máx.
- v^* representa a velocidade de manobra da aeronave. Um voo realizado nesta velocidade, com alto ângulo de ataque e $C_L = C_L$ máx, corresponde a um voo realizado com o fator de carga limite da aeronave em uma região limítrofe entre o voo reto e nivelado e o estol da aeronave.
- Acima da velocidade v^* a aeronave pode voar, porém com valores de C_L abaixo do C_L máx, ou seja com menores ângulos de ataque, de forma que o fator de carga limite não seja

ultrapassado.

- A linha BC representa “n máx” .
- A velocidade de cruzeiro (V_c) segundo a norma, não deve exceder 90% da velocidade máxima da aeronave.
- A linha CD representa a velocidade de mergulho “ V_d ” (Dive Speed), que é considerada a velocidade mais critica para a estrutura da aeronave, devendo ser evitada e jamais excedida. O valor de “ V_d ” é geralmente cerca de 25% maior que a velocidade máxima.
- A linha AE limita o fator de carga máximo negativo.
- A linha ED representará o fator de carga negativo, cujo módulo não pode ser ultrapassado sob risco de ocorrerem deformações permanentes.



6.3 Categorias de homologações de aviões e suas limitações

FAR (Federal Aviation Regulations) Parte 23 - contém requisitos de aeronavegabilidade para aviões de uso normal, utilitários, acrobáticos e as categorias de passageiros. Ela determina as normas exigidas para a emissão e alteração de certificados de tipo para aviões nestas categorias.

O Cessna 177, Cirrus SR20 e Piper Seneca PA-34 são tipos bem conhecidos aviões que são certificados pela FAR Part 23.

Fatores de carga em aeronaves da aviação geral - As aeronaves com peso máximo de 12.500 libras (5.670 kgf) ou menos, com capacidade para até 9 passageiros, são classificadas:

Categoria normal → Não são permitidas manobras acrobáticas

- Inclinação não superior a 60°
- Fatores de carga limite: + 3,8 – 1,52
- Fatores de carga final: + 5,7 – 2,28

Categoria utilidade → Alguns aviões podem efetuar parafusos.

- Fatores de carga limite: + 4,4 – 1,76
- Fatores de carga final: + 6,6 – 2,64

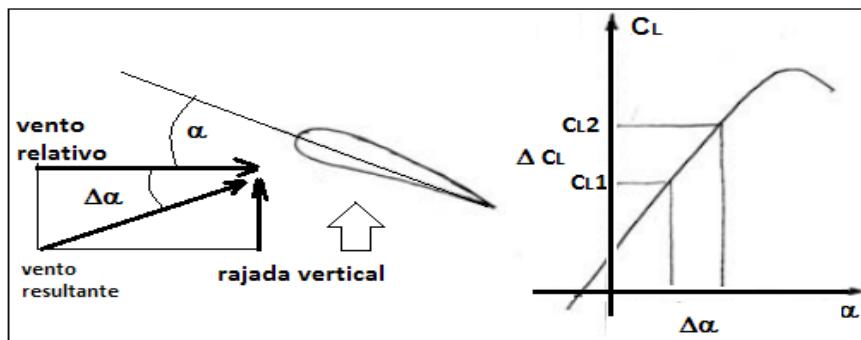
Categoria acrobática → Podem efetuar qualquer manobra, limitados aos “fatores de carga”.

- Fatores de carga limite: + 6 – 3
- Fatores de carga final: + 9 – 4,5
- Alguns caças militares podem suportar “fatores de carga” maiores.

AS INFORMAÇÕES DO FATOR DE CARGA DE UMA AERONAVE DEVEM ESTAR BEM VISÍVEIS PARA O CONHECIMENTO DO PILOTO.

6.4 Fator de carga de rajadas de vento. Conceituação e diagrama de “V x n” de rajadas

As cargas de rajada ocorrem quando o avião encontra uma massa de ar ascendente, cruzando com o vento relativo, criando uma condição de maior ângulo de ataque. Isto naturalmente aumenta o coeficiente de sustentação (C_L), o que implica num aumento do fator de carga (n) da aeronave.



Para determinada velocidade de rajada o incremento do fator de carga é proporcional à velocidade do avião.

A seguir, veremos o Diagrama de Vn de rajadas – apresentado dentro do diagrama Vn de manobras. As retas inclinadas (azuis) que passam pelos pontos F e H da figura representam os fatores de carga obtidos quando o avião está em voo horizontal e é atingido por rajadas positivas ou negativas em direção normal (perpendicular) ao vento relativo.

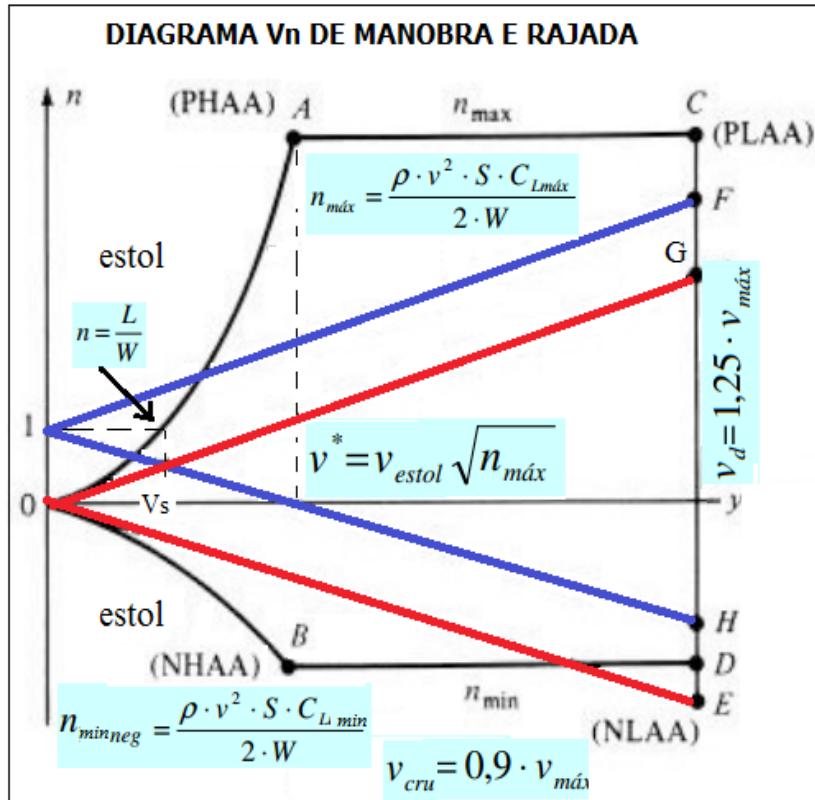
Para que a estrutura da aeronave suporte as cargas provocadas por uma rajada, todos os pontos obtidos devem estar dentro do envelope de voo do diagrama de manobra (linhas pretas).

PHAA - Positive High Angle of Attack.

PLAA - Positive Low Angle of Attack.

NHAA - Negative High Angle of Attack.

NLAA - Negative Low Angle of Attack.



6.5 Velocidade de estol durante as manobras ou rajadas

É importante notar que para um voo realizado com a velocidade de estol (V_s), o fator de carga “ n ” será igual a 1, pois como a velocidade de estol representa a mínima velocidade com a qual é possível manter o voo reto e nivelado de uma aeronave, é a situação em que $L = W$. Portanto, o resultado da equação é $n = 1$, e assim, a velocidade na qual o fator de carga é igual a 1 pode ser obtida pela velocidade de estol da aeronave.

6.6 Velocidades operacionais da aeronave e o Instrumento Indicador de Velocidades (Air Speed Indicator - ASI)

A faixa branca é o intervalo de velocidades para operação com flaps.

- VSO (Stall speed with flaps fully extended) - Velocidade de estol com flaps e trem de pouso extendidos. Início da faixa branca.
- Vfe (maximum flap extension speed) Máxima velocidade com flaps e trem de pouso extendidos. Final da faixa branca.

A faixa verde é o intervalo de velocidades de operação normal sem flaps.

- Vs (Stall speed with the flaps retracted) – Velocidade de estol sem flaps. Início da faixa verde.
- Vno (maximum structural cruising speed) – Velocidade máxima de cruzeiro. Final da faixa verde.

A faixa amarela é o intervalo no qual a aeronave pode ser operada no ar estável, e também com comandos movimentados suavemente.

- Vno é o início da faixa amarela.
- Vne (Never exceed speed) – Velocidade Nunca exceder. Linha vermelha, no final da faixa amarela no Indicador de Velocidade.



NOTA: VA (Maneuvering speed) – Máxima velocidade para voar em turbulência. É fornecida pelo fabricante da aeronave, mas não é destacada no instrumento Indicador de Velocidade.

7 Mecânica de voo e performances

Carga alar (Ws - wing loading) - é o índice resultante do peso da aeronave dividido pela área da asa.

$$W_s = W / S$$

A carga alar reflete sua capacidade de sustentação, e determina a capacidade de carregamento da aeronave. Afeta diretamente a velocidade de maior autonomia e sua performance nas várias configurações de voo: horizontal, subida e descida.

7.1 Decolagem (take-off) - é a fase inicial do voo. Ela é feita com a máxima potência disponível para acelerar a aeronave o mais breve possível, e assim, ganhar sustentação suficiente para levantar voo.

A aeronave deve deixar o solo com uma velocidade V2, cerca de 120 a 130% da velocidade de Estol da aeronave.

As aeronaves com trem de pouso convencional e bequilha muito baixa, devem levantar a cauda para fazerem a corrida com menor ângulo de ataque, reduzindo o arrasto e garantindo mais velocidade em menor espaço para uma subida com mais sustentação.

Forças atuantes sobre a aeronave correndo no solo para decolagem:

T_r = tração requerida

F_{AT} = força de atrito dinâmico

D = força de arrasto

(W/g) = massa inercial da aeronave

a = força de aceleração da tração

$$T_r - F_{AT} - D = \left[\frac{W}{g} \right] * a$$

Antes da decolagem, ao colocar potência para iniciar a corrida:

T_r é máxima.

O recuo da hélice é máximo.

L e **D** são nulos.

F_{AT} = força de atrito estático é máxima.

7.1.1 Fatores que influenciam a decolagem: altitude e características do piso da pista, vento, temperatura e densidade do ar

Condições adversas para a decolagem:

- revestimento da pista irregular (rugosidade) ou fofa (grama ou terra).
- vento de cauda ou de través.
- pista em aclive.
- rajadas.
- alta elevação do aeródromo.
- gelo incrustado nas asas e superfícies de comando.
- excesso de peso.

- alta temperatura e alta umidade.

Condições Ideais para a decolagem:

- pista pavimentada e sem irregularidades ou ondulações.
- vento de proa.
- pista em declive.
- baixa elevação do aeródromo.
- peso dentro ou abaixo da capacidade nominal.
- baixa temperatura ar seco.

EFEITO DO VENTO DE TRAVÉS NA DECOLAGEM:

O vento de través afeta o procedimento de decolagem, e para compensar, o piloto deve fazer atuar nos comandos para manter a reta de decolagem. O avião apresenta duas tendências na decolagem com vento de través:

1. o vento lateral atua na porção da carenagem atrás do CG, e na empunagem vertical, empurrando a traseira da aeronave e apropriadamente a aeronave contra o vento.
 - *A correção é feita com a aplicação proporcional de leme no sentido do vento para opor a traseira da aeronave à ação do vento lateral.*
2. Como a aeronave está presa ao solo, o vento lateral tende a provocar o levantamento da asa do lado do vento. Existe essa tendência de levantamento da asa, principalmente as asas enflechadas.
 - *A correção é feita com a aplicação proporcional de aileron, girando o manche para o lado do vento, para abaixar a asa.*

Teremos, neste caso, uma situação chamada de “comandos cruzados”.

Os comandos devem ser aplicados e aliviados até estabilizar a proa desejada pelo piloto, imediatamente após a rotação da aeronave para a atitude de decolagem.

7.1.2 Distância de corrida no solo. Comprimento mínimo de pista requerido. Influência das condições meteorológicas. Utilização de flapes

A decolagem é o ponto onde a aeronave consegue uma velocidade mínima para a sua sustentação no ar. No decorrer da corrida de decolagem, a aeronave cruza determinadas distâncias e cumpre velocidades importantes na execução de cada etapa.

No manual da aeronave são dados(exemplo):

TAKEOFF PERFORMANCE

- *Ground Roll 1.365 Feet (416,05 m)*
(Distância necessária para a corrida no solo).
- *Total Distance Over 50 Foot (15m) Obstacle 2.420 Feet (737,62 m)*
(Distância total entre o ponto de partida para a decolagem e um obstáculo, na trajetória da decolagem, que deve ser sobrevoado a 50 pés).

TORA - Pista disponível para corrida de decolagem (Take-Off Run Available): comprimento declarado da pista, disponível para corrida no solo de uma aeronave que decola.

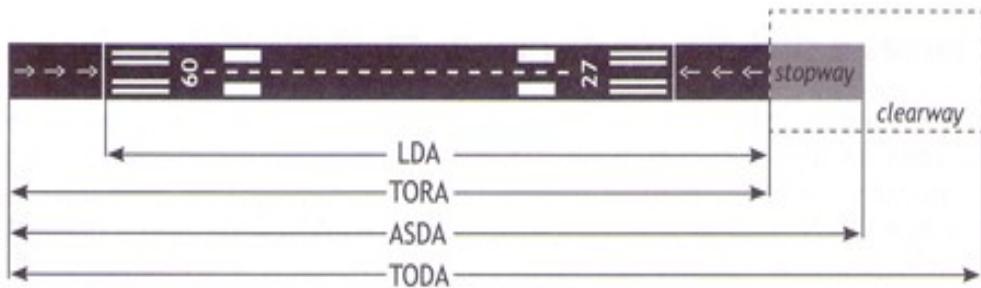
TODA - Distância disponível para decolagem (Take-Off Distance Available): comprimento da

TORA, somado ao comprimento da Zona Livre de Obstáculos(Clearway), se existente.

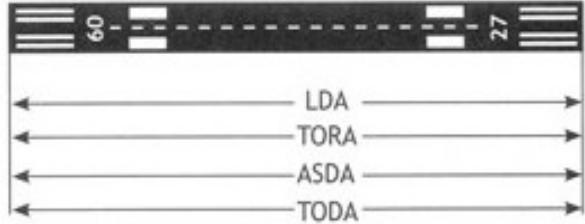
ASDA - Distância disponível para aceleração e parada (Accelarate - Stop Distance Available): comprimento da TORA, somando ao comprimento da Zona de Parada (Stopway), se existente.

LDA - Distância disponível para pouso (Landing Distance Available): comprimento declarado de pista, disponível para a corrida no solo de uma aeronave que pousa.

Abaixo a visualização das distâncias declaradas para a pista 09 de um aeroporto padrão.



Numa pista onde não houver deslocamento de cabeceira, stopway e clearway as distâncias declaradas LDA, TORA, ASDA e TODA serão iguais, conforme podemos visualizar na figura ao lado.



VELOCIDADES IMPORTANTES:

BR: Breakes Release (liberar freios) ponto de partida.

VMCG: (*Minimum Control Speed on the Ground*) Velocidade mínima de controle no solo - Velocidade verificada na corrida de decolagem, que permite a controlabilidade da aeronave, por meios exclusivamente aerodinâmicos, e adequadamente segura para prosseguir a decolagem, quando o motor crítico (*) se tornar inoperante (se bimotor).

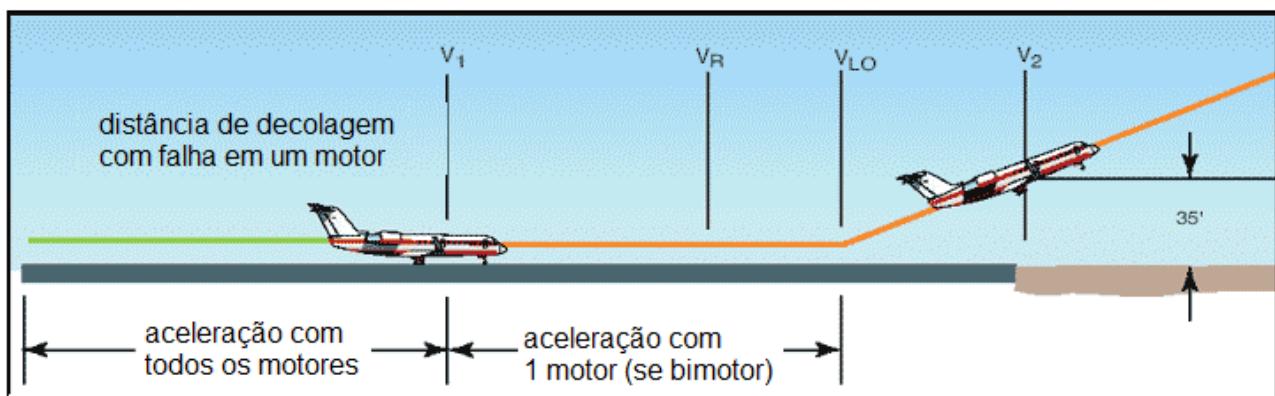
V1: (*Decision Speed*) ou (*Go/ No go?*) – Velocidade de Decisão - Esta velocidade é o último momento que o piloto tem para ver falhas no motor, ou algo que faça a aeronave precisar parar. Depois dessa sinalização, não será mais possível a parada da aeronave antes do término da pista.

VMBE - (*Maximum Brake Energy Speed*) - é a velocidade máxima suportada pelos conjuntos de freio, caso seja necessário interromper a decolagem.

VR: (*Rotation Speed*) Velocidade de Rotação - Velocidade na qual o piloto inicia a rotação do avião, ou seja, o levantamento da roda do nariz, com as rodas do trem de pouso principal ainda na

pista, permitindo que seja obtido o máximo rendimento no próximo segmento de pista a ser percorrido, até V_{LO} .

V_{LO} : (*Lift-off Speed*) *Velocidade de saída do solo* - É a velocidade do exato momento em que o avião deixa o solo.



Ver sobre efeito solo e vórtices.

V_2 : (*Take-off Safety Speed*) *Velocidade de segurança para início da subida* – a aeronave está sobre a cabeceira final da pista, com altura de 35 ft, e velocidade igual ou maior que 120% da velocidade de estol, para garantir que mesmo com uma eventual pane no motor crítico, o avião poderá manter-se voando com apenas um motor em funcionamento (se bimotor).

Após toda essa etapa cumprida, a aeronave já estará em voo e será conferido se a aeronave está com razão de subida positiva, e é hora também de recolher os trens de pouso e dar continuidade ao voo.

NOTA: todas as velocidades de decolagem devem ser determinadas para cada combinação de peso, temperatura do ar (densidade) e configuração de decolagem (flaps). Sendo assim, normalmente os fabricantes emitem tabelas que devem ser usadas para isso.

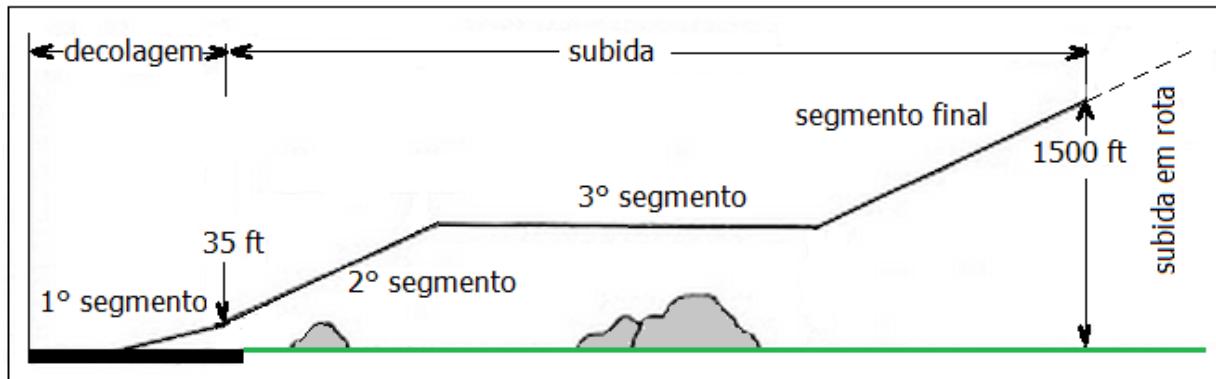
Uso de flapes na decolagem - as variáveis que são observadas no momento de se definir o flape de decolagem são:

- peso da aeronave.
- comprimento de pista disponível para decolagem.
- elevação da pista.
- temperatura do ar

NOTA: a densidade do ar é inversamente proporcional à altitude, à temperatura e à umidade.

Essa é a regra geral, mas cada projeto de aeronave tem suas peculiaridades. Existem aeronaves que como norma operacional decolam sem Flaps. Geralmente as aeronave possuem gráficos relacionando essas variáveis que no final determinam as velocidades de decolagem V_1 , VR e V_2 .

Perfil de decolagem:



Gradiente de subida - GS (Climb Gradient) - é a relação entre a distância percorrida na vertical (h) e o alcance ou distância percorrida na horizontal (d). É expressa em porcentagem (%) e pode ser obtida com as equações:

$$\text{Gradiente de subida} = 100 \frac{(h / d)}{} \quad \text{ou}$$

$$\text{Gradiente de subida (GS)} = \text{Razão de Subida (RS)} / \text{Velocidade de Solo (VS)}$$

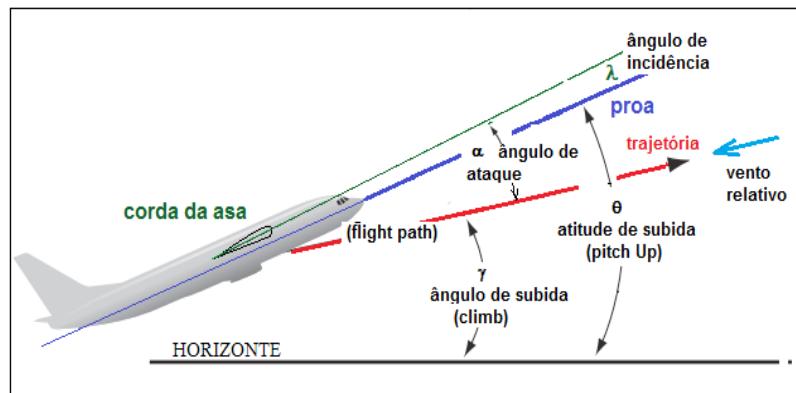
Essa grandeza aparece em cartas SID (carta de saída normalizada - voo por instrumentos).

Após a aeronave atingir a altura de 35 pés (11 m), com um motor inoperativo, a aeronave deve ser capaz de fazer o gradiente de subida especificado. O desempenho da aeronave deve ser considerado com base em uma subida com um motor inoperante (aeronaves com dois ou mais motores) até 1.500 pés acima do solo.

7.2 Voo em subida (climb)

Ângulos a serem considerados no voo em subida:

- ângulo de incidência das asas (λ – lambda).
- ângulo de ataque (α – alfa).
- ângulo de subida ou climb (γ – gama).
- ângulo de arfagem ou pitch (θ – teta).



Ângulo de ataque do avião:

O instrumento Indicador de Atitude de um avião, nas manobras de subida ou descida, indicará o ângulo de arfagem (θ - pitch) formado pela proa (eixo longitudinal) com sua trajetória (paralela ao vento relativo).

Já o ângulo de ataque do avião será igual à soma do ângulo de arfagem (θ) com o ângulo de incidência das asas (λ).

Lembrar que o ângulo de incidência da corda da raiz da asa é fixo, e tem como referência o eixo longituninal geométrico da aeronave.

Como avaliar o ângulo de ataque no voo em subida:

Caso 1 - proa alinhada com a trajetória:

Neste caso teremos o ângulo de pitch igual ao ângulo de subida ($\theta = \gamma$) e o ângulo de ataque igual ao ângulo de incidência das asas ($\alpha = \lambda$).

Caso 2 – proa acima da trajetória :

Neste caso teremos o ângulo de pitch maior do que o ângulo de subida ($\theta > \gamma$), e o ângulo de ataque será igual ao ângulo de incidência das asas mais a diferença entre o ângulo de pitch e o ângulo de subida [$\alpha = \lambda + (\theta - \gamma)$].

7.2.1 Variação da potência com a altitude

Uma qualidade importante de um avião é a sua capacidade de ganhar altitude.

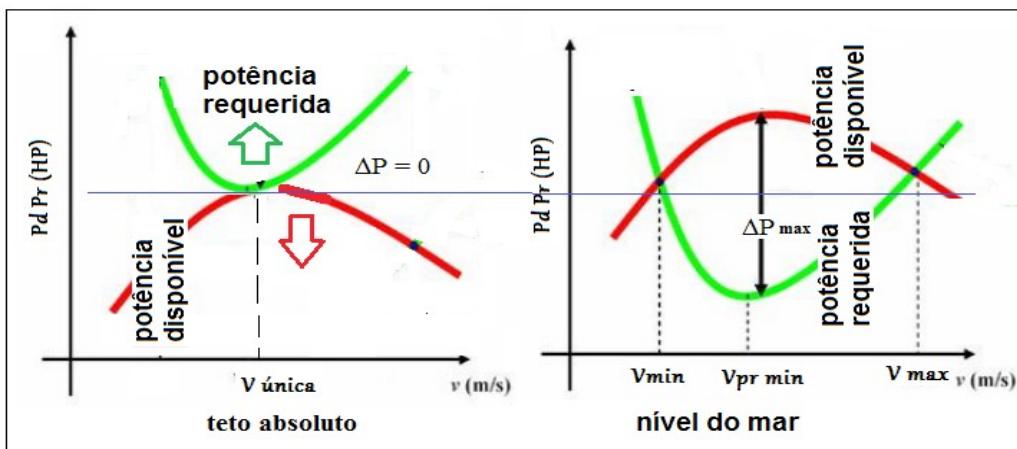
A taxa ou razão de subida (RS) depende da potência disponível (Pa – power available), que diminui com a altitude, e da potência requerida ou necessária (Pr – power required), que aumenta com a altitude.

Portanto, a taxa de subida varia de um valor máximo, ao nível do mar, até zerar em uma determinada altitude, denominada “teto absoluto”.

Conforme a altitude aumenta a potência disponível diminui e a potência necessária aumenta.

Como se pode ver, em função da diminuição da densidade do ar, tanto a potência disponível como a potência requerida, sofrem importantes variações, antagônicas, que reduzem a capacidade de desempenho da aeronave, influenciando diretamente na razão de subida, até alcançar dois pontos importantes:

- teto prático, onde a razão de subida máxima é de 100 pés por minuto.
- teto absoluto, onde a aeronave não consegue mais subir ($\Delta P = 0$).



Os conceitos vistos neste tópico serão melhor compreendidos através do gráfico onde se representam as velocidades que a aeronave pode operar (eixo “x”), em função da sobreposição das curvas opostas, da potência disponível e potência necessária (eixo “y”). O espaço vertical entre as duas curvas é chamado de Excesso de potência ou Diferença de potência (ΔP).

7.2.2 Velocidade Vertical (VS - Vertical Speed). Indicador de velocidade vertical

Velocidade Vertical - É a grandeza vetorial que representa o produto do espaço vertical (h) percorrido por unidade de tempo (t), tanto no voo ascendente como no descendente. Sua unidade de medida é dada em “pés por minuto” (fpm).

$$VS = h * t$$



A VS é indicada através do instrumento chamado Climb, variômetro, ou VSI – Vertical speed indicator.

Sua escala é dividida em dois campos: superior (razão de subida) e inferior (razão de descida).

Cada campo vai de zero a dois mil pés por minuto, com marcações de 0.5 (500), 1 (1.000), 1.5 (1.500) e 2 (2.000). Cada traço no mostrador corresponde a 100 pés por minuto (100 ft/min).

7.2.3 Razão de Subida (RS) ou Rate of Climb

É o módulo do vetor da Velocidade Vertical (VS) e é dada em pés por minuto (fpm).

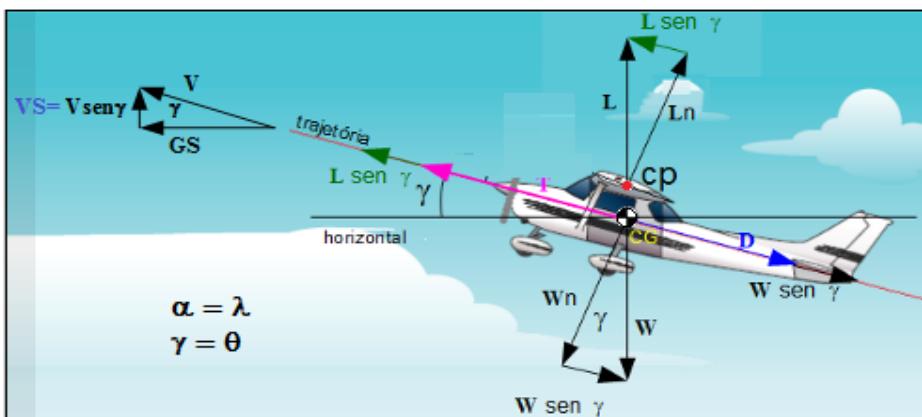
$$RS = VS = V \sin \gamma$$

Velocidade na subida (V) - Sabemos que na configuração de subida a velocidade resultante é a soma vetorial das componentes retangulares: vetor da velocidade horizontal ou velocidade de solo (GS) e vetor da velocidade vertical (VS).

7.2.4 Análise das forças atuantes sobre a aeronave na subida

Já vimos anteriormente que as quatro forças atuantes numa aeronave em voo são forças compostas, e que suas componentes só aparecerão nos voos em curva horizontal, curva vertical ou em rampa, ascendente ou descendente.

A análise mais simples do voo em subida, é o caso em que temos a proa alinhada com a trajetória, quando o ângulo de pitch será igual ao ângulo de subida ($\theta = \gamma$) e o ângulo de ataque igual ao ângulo de incidência das asas ($\alpha = \lambda$).



- Forças verticais: $\Sigma F_V = L - W \rightarrow L - W = 0$
- Forças longitudinais: $\Sigma F_L = T - D - W \sin \gamma$ (eq. 1)

Se tomarmos a expressão das forças longitudinais igual a zero, em seguida resolvemos em função de $\sin \gamma$ e multiplicarmos ambos os termos por "V", teremos:

$$T - D - W \sin \gamma = 0 \rightarrow V(W \sin \gamma) = (T - D)V$$

A partir dessa expressão, podemos analisar a velocidade de subida :

$$V \sin \gamma = [(T - D)V] / W \quad (\text{eq. 2})$$

Como $V \sin \gamma$ é o valor do módulo do vetor velocidade vertical (VS), ela representa a taxa ou **razão de subida**, cuja unidade é "pés por minuto" (f.p.m. - feet per minute) e usualmente é representada por RS (rate of climb).

$$RS = [(T - D)V] / W$$

expandindo esta equação, teremos:

$$RS = [(T.V) / W] - [(D.V) / W] \quad (\text{eq. 3})$$

Como o produto (T.V) significa potência disponível (Pa), e o produto (D.V) significa potência requerida (Pr), podemos escrever a razão de subida (RS) em função das potências:

$$RS = [(Pa) / W] - [(Pr) / W] \quad (\text{eq. 4})$$

7.2.5 Configurações do voo em subida em função das velocidades

O voo em subida é analisado com foco em manobras pós decolagem, com intuito de fornecer informação sobre qual tipo de subida é mais indicada para determinadas situações de obstáculo e distância disponível, presentes no aeródromo, na cabeceira de decolagem.

A comparação entre as configurações de voos em rampa é focada na altura (h) alcançada em relação à distância horizontal percorrida (d) em milhas náuticas ou ao tempo de subida (minutos).

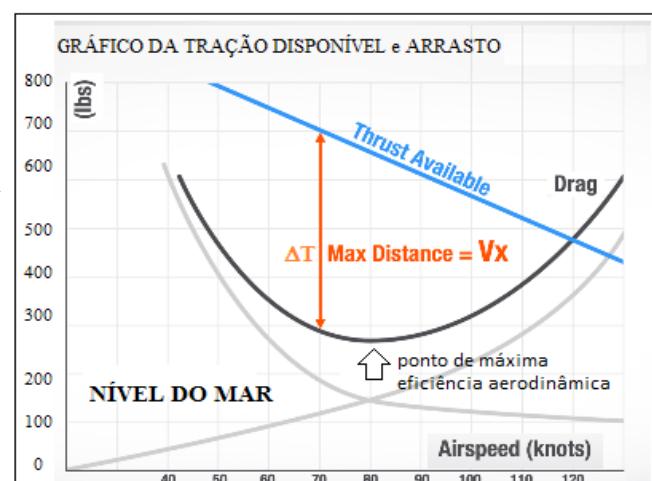
Existem três configurações bem definidas, que constam nos manuais dos fabricantes, associadas à velocidade indicada (Vx). O que vai fazer cada configuração é o ângulo de ataque e a configuração dos flaps.

Velocidade de máximo ângulo de subida (Best Angle of Climb)(Vx)

Característica: Altura em função da menor distância horizontal.

- Requer um elevado ângulo de ataque (α), que por sua vez resultará num ângulo de subida (γ) elevado, por isso permitirá alcançar uma altura (h) com pouca distância horizontal (d).
- Péssima visibilidade à frente.
- Pior ventilação do motor a pistão.
- Ocorre no ponto da máxima sobra de tração (ΔT).

É indicada para livrar obstáculos próximos à cabeceira de decolagem.

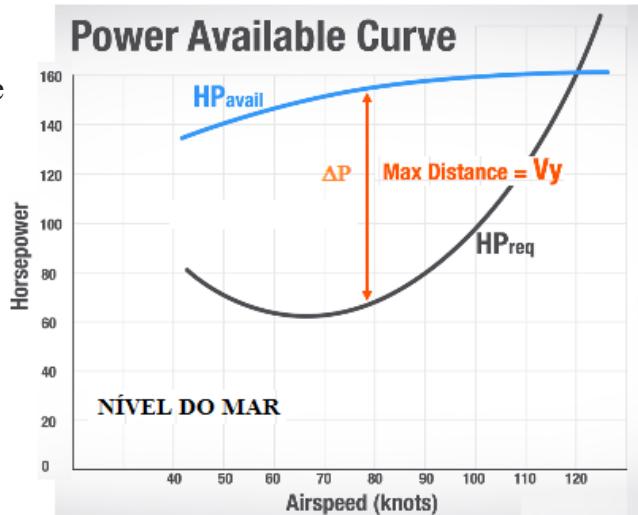


Velocidade de melhor razão de subida (Best Rate of Climb) (Vy)

Característica: Alcance de altura mais rápido mas com maior espaço horizontal.

- Requer um ângulo de ataque menor do que V_x , o que dará um ângulo de subida (γ) menor.
- Pouca visibilidade à frente.
- Melhora a ventilação do motor a pistão.
- Ocorre no ponto de maior sobra de potência (ΔP).

É indicada para saídas sem obstáculos próximos à cabeceira de decolagem, ou após livrar obstáculos com V_x .



Velocidade de subida normal ou “subida em cruzeiro” (Vcc - cruise climb speed)

Característica: maior velocidade indicada com alcance horizontal maior do que vertical.

- Requer ângulo de ataque menor do que V_y , o que dará o menor ângulo de subida (γ) das três configurações.
- Melhora a visibilidade à frente.
- Boa ventilação do motor a pistão.
- Ocorre num ponto de sobra de potência menor do que V_y .

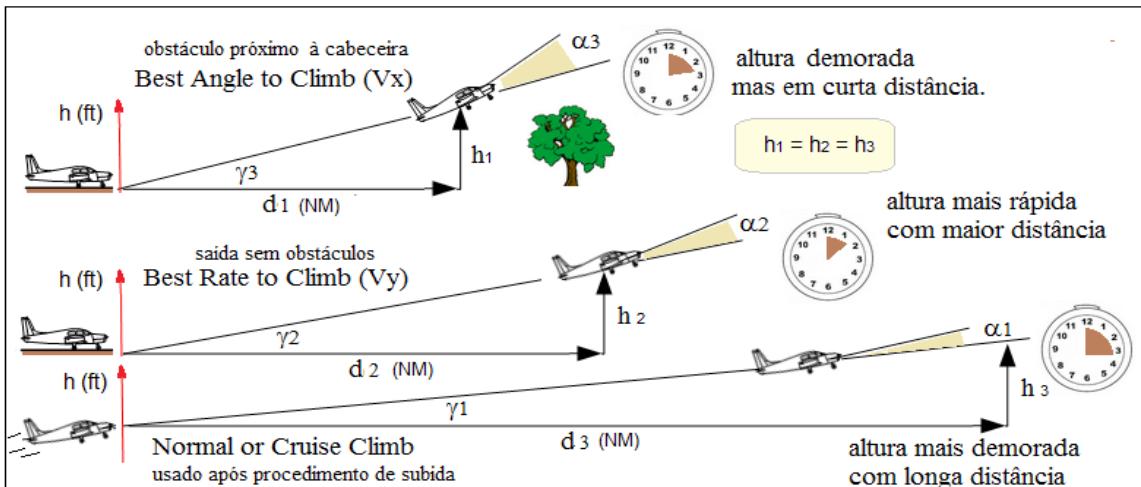
É indicada para ganhar distância horizontal durante a subida. Se o manual da aeronave não contemplar esta velocidade, a regra prática para sua determinação é:

$$\text{Encontrar } \Delta V = V_y - V_x, \text{ aí então teremos: } V_{cc} = V_y + \Delta V$$

Exemplo, se V_x é 60 nós e V_y é 79 nós, o cálculo será: $\Delta V = 79 - 60 = 19 \text{ kt}$

$$V_{cc} = 79 + 19 = 98 \text{ kt}$$

Na figura abaixo fazemos a comparação das três configurações, usando uma altura (h) constante



como referência, para então compararmos os ganhos ou perdas em tempo e distância horizontal.

Além disso, são colocados comparados os diferentes ângulos de ataque.

7.2.6 Efeitos da altitude, peso, vento, densidade do ar e área das asas no voo em subida

Efeito da altitude – conforme a tabela abaixo, verifica-se que para uma faixa de velocidades com poca variação, a RS decresce significativamente com o ganho de altitude, de acordo com a temperatura local, ao nível do mar. Observar que esta tabela só é válida para o peso estático, configuração de flaps e potência (throttle). Também observar:

CESSNA MODEL 172S		SECTION 5 PERFORMANCE							
MAXIMUM RATE-OF-CLIMB AT 2550 POUNDS									
CONDITIONS: Flaps Up Full Throttle									
PRESS ALT FT	CLIMB SPEED KIAS	T S.L.							
		-20°C	0°C	20°C	40°C				
S.L.	74	855	785	710	645				
2000	73	760	695	625	560				
4000	73	685	620	555	495				
6000	73	575	515	450	390				
8000	72	465	405	345	285				
10,000	72	360	300	240	180				
12,000	72	255	195	135	---				
SERVICE CEILING		14,000 FEET							
ABSOLUTE CEILING.....		16,000 FEET							

- Teto de serviço – onde a RS máxima é de 100 fpm.
- Teto absoluto – onde RS chega a (zero) 0 fpm.

Efeito do peso – Vejamos novamente a equação 1 do item 7.2.4 (soma das forças longitudinais no voo em subida):

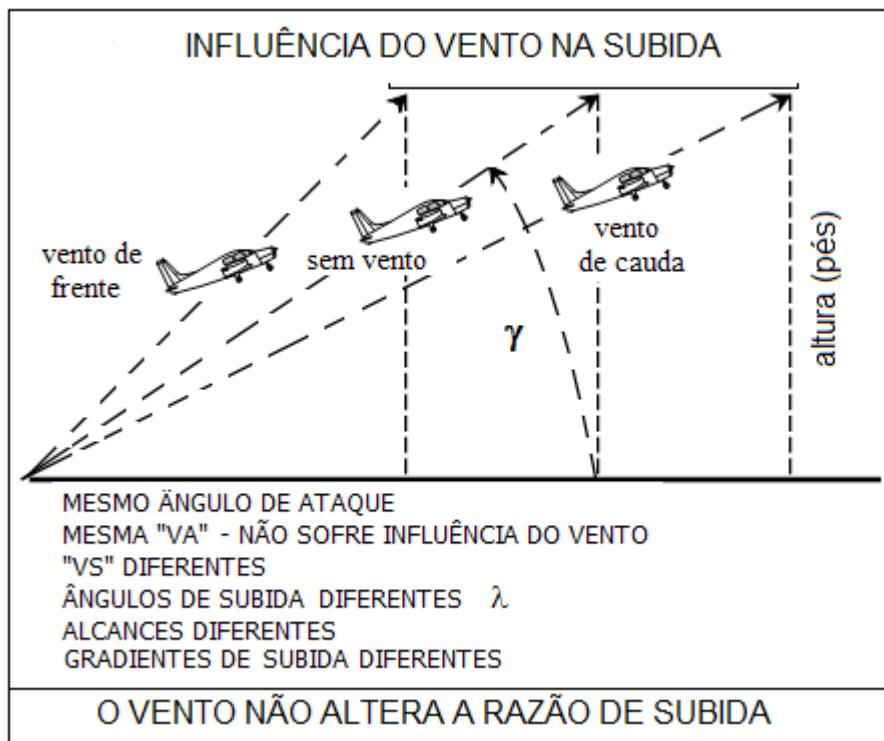
$$\Sigma F_L = T - D - W \sin \gamma$$

1. Quando analisamos as forças verticais de um voo nivelado, vamos encontrar o vetor peso (**W**) perpendicular à trajetória, portanto sem nenhum vetor adicional. Por outro lado, ao analisarmos um voo em subida, o vetor peso, para se manter na vertical, “pende para trás”, criando um vetor componente **W** sen γ , que representa uma força adicional de carga, na direção e no sentido do arrasto, portanto, esse vetor componente do peso vai se somar ao vetor do arrasto (**D**), o que vai solicitar mais potência do sistema de tração, para compensar a sustentação normal, e assim, vencer a subida.
2. A equação da razão de subida do item 7.2.4 $RS = [(T - D)V] / W$ nos mostra que o módulo do vetor peso (**W**) influencia inversamente no desempenho do voo ascendente, pois está no denominador da expressão: maior peso, menor razão de subida e menor ângulo de subida.

Influência do vento – Para um mesmo ângulo de ataque (α) e a mesma potência disponível (Pa), teremos:

1. vento de cauda (tailwind) – permite uma maior velocidade de solo (GS) em um menor

- ângulo de subida (γ), e por isso teremos um menor Gradiente de subida.
2. Vento de proa (headwind) – força uma maior ângulo de subida (γ), menor velocidade de solo e um maior Gradiente de subida.



Influência da área das asas

1. Melhor RS com menor área das asas.
2. Maior ângulo de subida (γ) com maior área das asas.

Influência da densidade do ar – A densidade do ar decresce com a altitude, com o aumento da temperatura e aumento da umidade. Quanto menor a densidade do ar, menor será o desempenho da aeronave: menor sustentação e menor potência disponível. Portanto, a RS e o ângulo de subida (γ) diminuem com o aumento da altitude, da temperatura ou da umidade.

7.3 Voo em Cruzeiro

É o voo reto e nivelado, com velocidade constante, e ocorre quando os dois pares de forças se equivalem:

$$\begin{aligned} \text{Sustentação (L)} &= \text{Peso (W)} \\ \text{Tração (T)} &= \text{Arrasto (D)} \end{aligned}$$

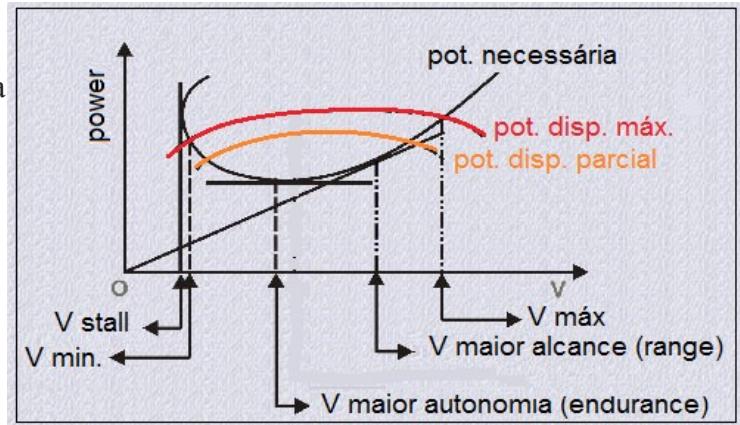
A tração necessária para alcançar a velocidade de cruzeiro é consequência do arrasto total da aeronave, que como já vimos, é a soma do arrasto parasita (atrito) com o arrasto induzido da asa. Enquanto o arrasto parasita cresce com a velocidade, o arrasto induzido vem no caminho inverso, e aumenta na baixa velocidade.

Se a velocidade (V) for reduzido num voo reto e horizontal, é necessário aumentar o ângulo de

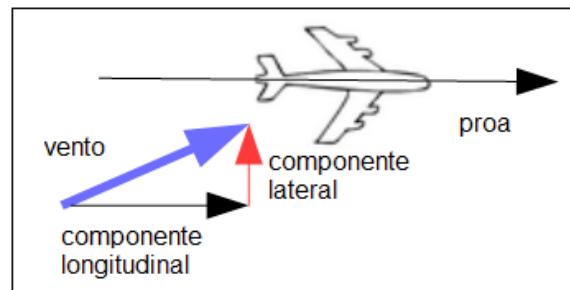
ataque (α) para que a sustentação (L) seja mantida igual ao peso (W). Ao ser aumentado o ângulo de ataque, aumenta-se o arrasto (D).

Velocidades no voo horizontal – Novamente vamos utilizar o gráfico de Potência necessária x Potência disponível para o entendimento do voo horizontal. Lembrando que essas curvas são traçadas para uma determinada altitude e determinado peso estático da aeronave.

- Velocidade de estol (Vs – stall speed) - É a menor velocidade possível em voo horizontal, voando-se no “ângulo crítico” quando o CL atinge seu valor máximo.
- Velocidade mínima - É o voo horizontal com a menor velocidade constante, considerando que o ângulo de ataque é maior que o ângulo crítico e a velocidade ainda é maior que a velocidade de estol. Para manter o voo nesta condição é necessário aumentar a potência para a máxima disponível, correspondendo ao encontro das duas curvas de potência, do lado das menores velocidades.
- Velocidade de máxima autonomia - É a velocidade que possibilita o maior tempo de voo com uma determinada quantidade de combustível, sendo utilizada para os “voos de espera” (holding). Corresponde à velocidade de menor “potência necessária” nas aeronaves de “motor a hélice”. Nos jatos, é a velocidade que corresponde ao menor arrasto da aeronave.
- Velocidade de máximo alcance - É a velocidade correspondente ao ponto de tangência na “curva de potência necessária” da reta que parte da origem do gráfico (potência x velocidade verdadeira), possibilitando alcançar a maior distância com uma determinada quantidade de combustível. Para as aeronaves a jato, o gráfico é arrasto x velocidade verdadeira.
- Velocidade máxima (VH) - É a maior velocidade em voo horizontal, quando a “curva de potência necessária” se encontra com a “curva de potência disponível” ($P_R = P_a$), do lado das maiores velocidades. Acima desse ponto, a potência requerida supera a potência disponível, portanto, não é possível manter o voo nivelado.



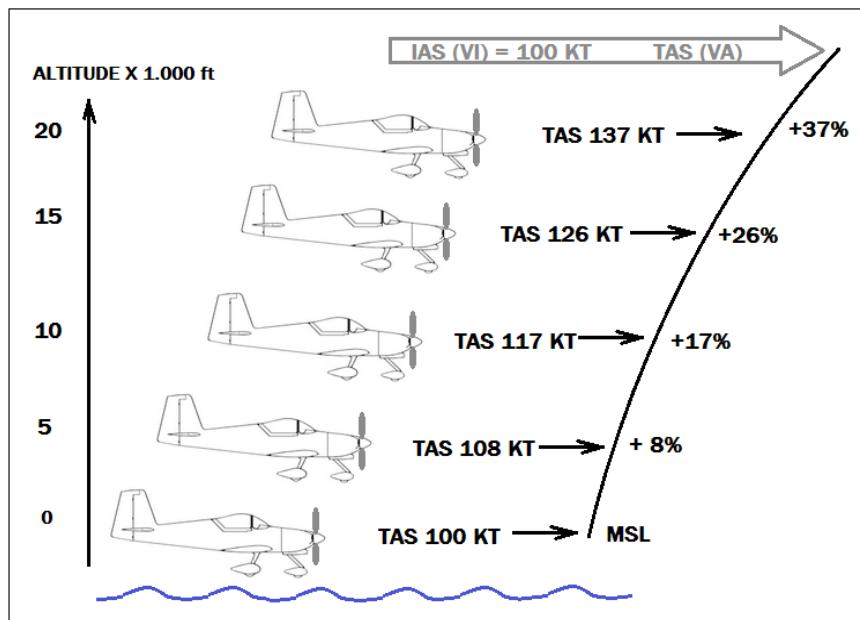
7.3.1 Influência do vento no voo horizontal – A componente longitudinal do vento não influi na autonomia mas altera o alcance pois altera a velocidade de solo: se é no sentido frontal, diminui o alcance, se é no sentido traseiro, aumenta o alcance. A componente lateral provoca o efeito deriva, que requer a correção da proa para manter a rota.



7.3.2 Influência da altitude na velocidade do voo horizontal

- No voo horizontal, quanto maior a densidade do ar, menor a potência requerida (necessária).

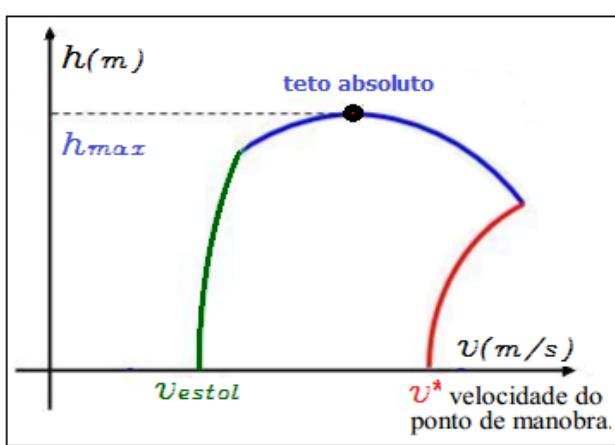
- O aumento da altitude proporciona o aumento das velocidades de máximo alcance e de máxima autonomia da aeronave.
- À proporção que aumenta a altitude do voo, para um mesmo valor da velocidade indicada (VI), a velocidade aerodinâmica (VA) aumentará. Isto ocorre porque, para manter o equilíbrio entre a sustentação e o peso, com o mesmo ângulo de ataque (α), é necessário que haja mais pressão aerodinâmica (q) nas asas, ou seja, maior velocidade aerodinâmica (VA).



7.3.3 Teto operacional

À medida que o avião sobe, a densidade do ar diminui fazendo com que a razão de subida máxima diminua gradualmente até chegar no teto prático, onde a razão de subida máxima é de 100 pés por minuto.

No teto absoluto a aeronave não consegue subir mais, pois a potência necessária é igual à potência disponível. É o ponto onde as duas curvas se encontram.

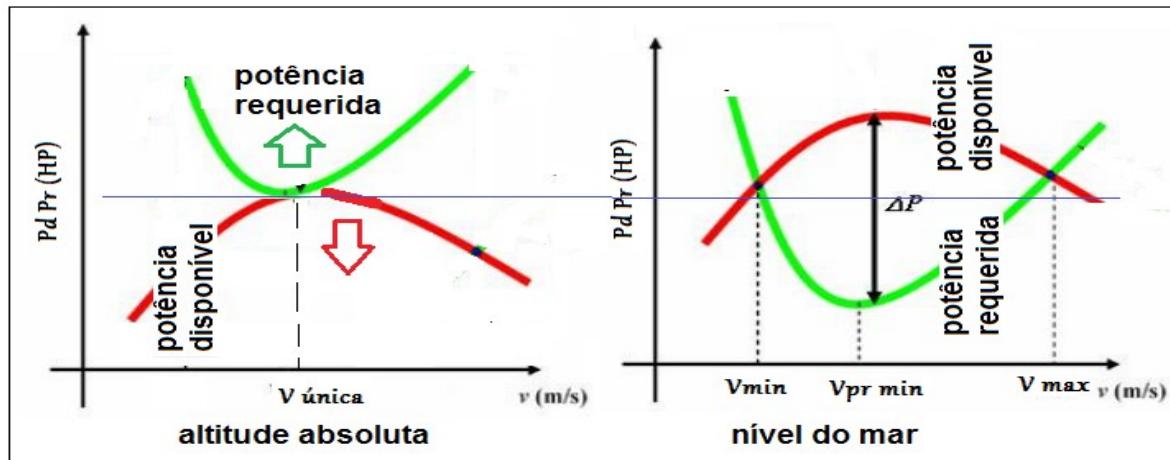


Mas, como tudo tem limite, na altitude de teto absoluto só existe uma velocidade possível para se voar, pois todas as velocidades teóricas se igualam à velocidade de estol.

É o ponto de encontro das curvas de “potência disponível” com “potência requerida”. No voo horizontal, o arrasto não altera com a altitude, e sim, com a velocidade e o ângulo de ataque.

Teto absoluto (absolute ceiling): Onde a razão de subida é igual a zero.

Teto de serviço (service ceiling): Onde a razão de subida é igual a 100 pés por minuto.



Ambos devem ser calculados pois são Altitudes Densidade!

Fatores que definem o teto operacional de uma aeronave:

1 - Motorização - capacidade do conjunto moto propulsor de produzir a potência necessária, uma vez que, para qualquer tipo de propulsão, há uma queda dessa potência à medida que aumenta a altitude.

2 - Aerodinâmica – desempenho de sustentação suficiente para ar rarefeito em altas altitudes.

3 – Pressurização da cabine - existe a necessidade de se manter a cabine habitável para a tripulação e os passageiros. A habitabilidade da cabine vai ficando cada vez mais complicada à medida que a altitude aumenta, pela redução da pressão atmosférica, da quantidade de oxigênio e da redução da temperatura.

A regulamentação da FAA (Federal Aviation Administration) fala que a “altitude da cabine” não pode ficar com valores acima de 8.000 pés (2.400 m), inclusive. A pressão da cabine, referida como “altitude da cabine”, não é normalmente mantida sob condições do nível médio do mar (pressão estimada em 1.013,25, ou 29,921 polegadas de mercúrio) durante todo o voo, porque isso faria com que o limite do diferencial de pressão da cabine, em relação com a atmosfera externa, fosse ultrapassado nas grandes altitudes.

Um avião apto para voar no nível de cruzeiro a 40.000 pés (12.000 m), ao fazer a rampa de subida, para esse nível, deve pressurizar gradualmente a cabine, até o equivalente a 8.000 pés (2.400m), e assim mantê-la durante o voo no nível de cruzeiro (pressão interna maior que a externa).

Ao fazer a rampa de descida, deve fazer a despressurização progressiva até a pressão de cabine ficar equivalente à pressão do aeródromo de pouso.

Por isso a aeronave e seus sistemas de pressurização são projetados para um determinado teto operacional.

7.3.4 Influência do peso no voo horizontal

Um peso estático maior da aeronave (W), diminui a autonomia e o alcance do voo.

A velocidade de estol (V_s) maior é mais desfavorável para voar em baixa velocidade, tanto em voo nivelado como em subida ou descida.

Análise da fórmula abaixo:

- V_s cresce com o dobro do peso ($2 \cdot W$)
- V_s diminui com:
 - maior densidade do ar (ρ).
 - maior superfície das asas (S).
 - maior coeficiente de sustentação ($C_{L\ MAX}$).

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{L\ MAX}}}$$

7.4 Curva (turn)

Curva – é a trajetória circular de um móvel se deslocando em movimento uniforme ou variado, em plano horizontal, plano vertical ou plano inclinado.

Ao citarmos a palavra “curva” neste capítulo, entenda-se curva horizontal plana. A curva vertical, curva em subida ou curva em descida, serão abordadas no capítulo de “manobras”.

7.4.1 Forças que atuam sobre um avião em curva

A tendência natural de um móvel que está em movimento circular é sair pela tangente, pela Lei da inércia, e seguir em movimento retilíneo.

O que mantém o movimento circular é a força centrípeta, apontada do móvel para o centro do movimento, e que dá a aceleração necessária para que o móvel mude sua direção sem mudar o módulo de sua velocidade. Porém, o vetor velocidade estará mudando de direção continuamente.

Durante uma curva, a sustentação é maior do que o peso, aumentando o arrasto induzido.

7.4.2 Efeitos da velocidade, do peso, da altitude e da potência disponível. Raio limite

Fórmula da força centrípeta:

$$F_{cp} = m \cdot V^2 / r$$

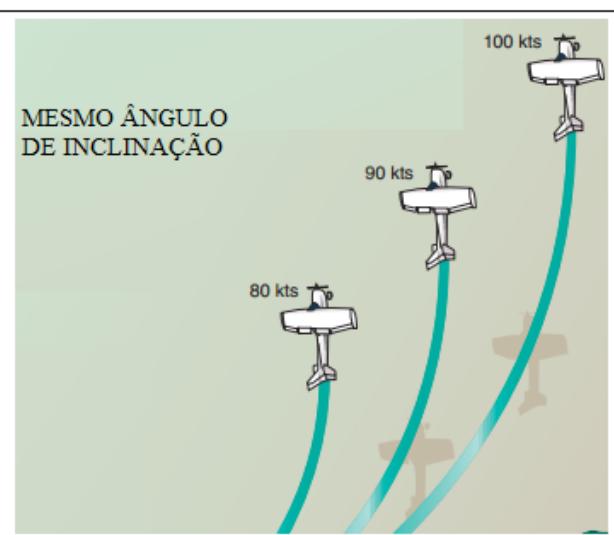
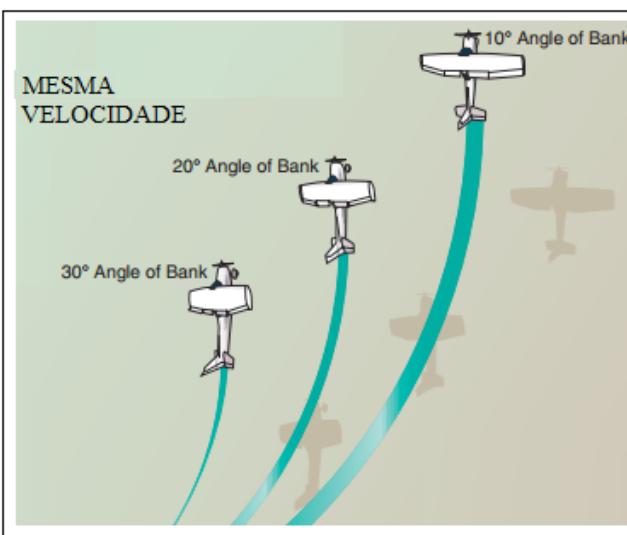
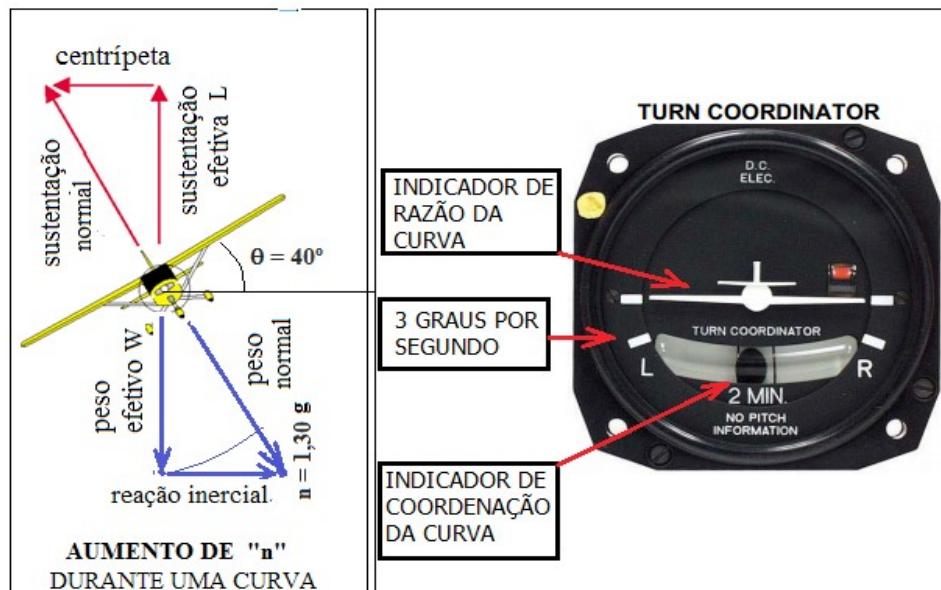
A força centrípeta é diretamente proporcional à massa (m) e ao quadrado da velocidade (V^2) e inversamente proporcional ao raio (r) da curva. Isto intui que a inclinação é maior para raios menores ou para velocidades maiores.

A força-peso (W) da aeronave não influencia na inclinação, pois ela é compensada pela força de sustentação, e para aumentar a sustentação, numa trajetória plana, é necessário aumentar o ângulo de ataque e a potência.

Raio limite - é o menor raio de curva, com o maior ângulo de inclinação lateral possível, e com tração máxima aplicada.

A limitação do **menor raio** de uma curva depende diretamente da potência disponível e do fator de carga (n) máximo definido pelo fabricante da aeronave.

INFLUÊNCIA DA ALTITUDE - O raio limite aumenta com a altitude. No “teto absoluto” a aeronave não pode executar curva nenhuma, mantendo-se no limite do voo horizontal reto.



INFLUÊNCIA DO PESO – para um mesma altitude e mesma potência disponível, o raio limite aumentará.

INFLUÊNCIA DA VELOCIDADE – para um mesma inclinação, quando mais rápida estiver a aeronave, maior será ser o raio da curva.

INFLUÊNCIA DA INCLINAÇÃO – para uma mesma velocidade, quanto mais inclinada estiver a aeronave, menor será o raio da curva.

A curva horizontal padrão, nos procedimentos de aproximação e espera, é feita na razão de 3° por segundo. Com essa taxa, uma curva de 180° será feita em 60 segundos (1 minuto).

7.4.3 Curvas coordenadas, derrapadas e glissadas – Uso dos controles. Aumento da potência

A curva horizontal é realizada por quatro manobras coordenadas:

- inclinação do eixo vertical (z), num movimento de rolagem lateral para dentro da curva.
- um movimento de guinada proporcional, para virar a proa para dentro da curva.
- Movimento de cabragem suficiente para aumentar a sustentação e manter a trajetória plana.
- Aumento de potência para compensar o aumento do ângulo de ataque.

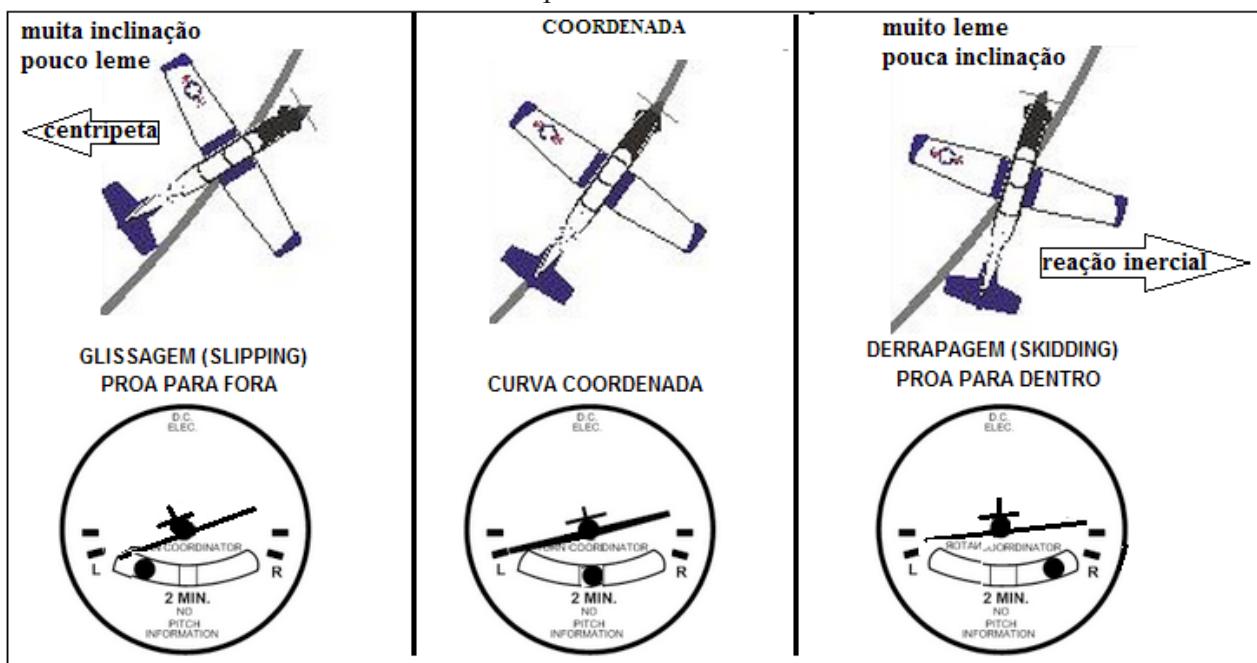
Alterações verticais durante a curva horizontal plana - como o peso bruto da aeronave não se altera rapidamente durante o voo (consumo de combustível), a influência na atitude longitudinal da aeronave passa a ser do ângulo de ataque e da potência. Assim teremos:

- menor ângulo de ataque ou menor potência farão uma curva em descida.
- compensação correta do ângulo de ataque e da potência, farão uma curva plana.
- maior ângulo de ataque e mais potência farão uma curva em subida.

A velocidade de estol, em curva, é **maior** do que em voo reto nivelado.

Alterações horizontais durante a curva – o piloto pode interferir no módulo da força centrípeta, alterando a interação do leme com os ailerons:

- Durante a curva coordenada (leme proporcional à inclinação das asas) a bolinha permanecerá no centro (equilíbrio da força centrípeta com a reação inercial).
- *Glissada (slip)* : quando é aplicada muita inclinação na aeronave, sem a devida aplicação do leme, ocorrerá uma Glissagem, pelo efeito da Guinada Adversa. A aeronave ficará com a proa para fora da trajetória da curva pretendida, mas com tendência de “afundamento” para o lado da asa baixa (para dentro da curva), num movimento descendente e em espiral.



- *Derrapada (skid)*: quando é aplicado pouca inclinação na aeronave, com muita aplicação do leme, ocorrerá uma derrapagem. A aeronave ficará com a proa para dentro da trajetória da curva, mas com tendência de seguir pela tangente com a proa “atravessada”.

A indicação da coordenação das curvas horizontais é feita através do instrumento Coordenador de curvas (turn coordinator). O movimento da bolinha do instrumento é sempre no sentido contrário ao deslocamento da proa da aeronave, em relação à trajetória pretendida.

7.5 Descida (glide)

7.5.1 Ângulo de descida e trajetória de planeio. Fatores que influem no ângulo e na trajetória. (Relação L/D)

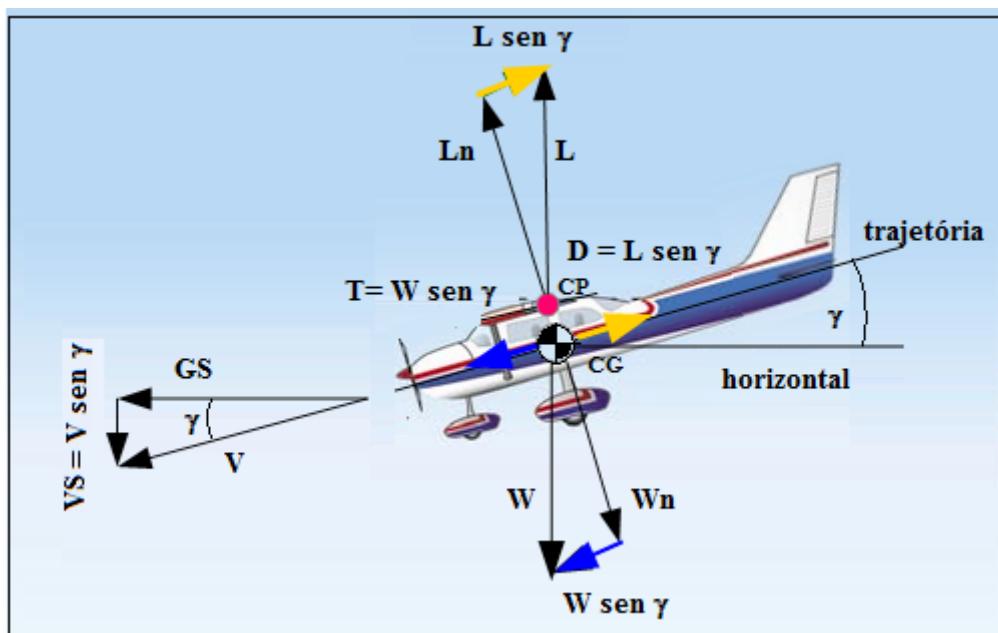
Ângulo de descida (γ – mesmo símbolo do ângulo de subida) - é o ângulo formado entre a trajetória descendente da aeronave e a linha do horizonte.

voo planado - é quando a aeronave está em voo reto, sem tração do motor, em trajetória descendente, com velocidade constante e ângulo de descida também constante.

A aeronave ao entrar em voo de descida, com tração zero, o vetor do peso efetivo (**W**) se deslocará à frente, para se manter na vertical, proporcionalmente ao ângulo de descida (γ).

Aí então aparecem duas componentes retangulares do peso: o peso normal (**Wn**), defasado para trás, pelo ângulo (γ), e o peso adicional (**Wsen γ**), paralelo à trajetória e no sentido do deslocamento, neste caso, fazendo o papel da tração.

Ao mesmo tempo a sustentação efetiva (**L**) também cresce, e aparecem suas componentes retangulares: a sustentação normal (**Ln**), defasada à frente, pelo ângulo (γ), e a sustentação adicional representada por (**Lsen γ**), paralela à trajetória e com sentido contrário ao movimento, que neste



caso, representa o arrasto total, que vai ajudar na frenagem aerodinâmica da aeronave.

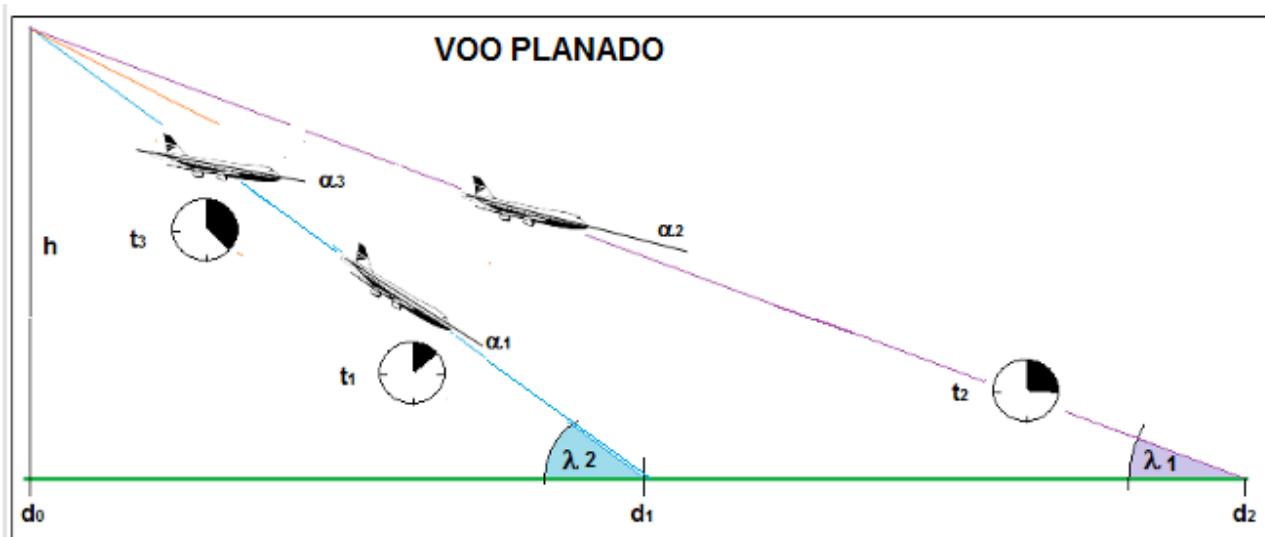
7.5.2 Razão de Descida (RD – rate of descent)

É o módulo do vetor da Velocidade Vertical (VS) e é dada em pés por minuto (fpm).

$$RD = VS = V \sin \gamma$$

Fatores que influenciam no ângulo de planeio - O ângulo de planeio está diretamente relacionado com a eficiência aerodinâmica da aeronave, e assim, o ângulo de planeio será mínimo quando a relação L/D for máxima, ou seja, voando-se em uma condição de máxima eficiência aerodinâmica consegue-se um planeio com máximo alcance horizontal.

Para uma mesma aeronave, mesma altitude densidade e mesmo peso, a velocidade de planeio e a razão de descida (RD) vão modificar em função do ângulo de ataque. Com isso, teremos três configurações de um voo planado:



1- *Velocidade de melhor planeio ou Velocidade de menor ângulo de descida:*

- maior alcance horizontal (d_2);
- voo em tempo médio (autonomia intermediária entre as três configurações);
- ângulo de ataque médio (α_2);
- ângulo de planeio menor (λ_1);
- arrasto mínimo;
- L/D máximo;
- velocidade média, igual à velocidade de máximo alcance no voo nivelado;

As duas configurações seguintes vão ter o mesmo ângulo de descida e o mesmo alcance horizontal, mas com diferenças significativas, causadas pelos respectivos ângulos de ataque:

2 - *Velocidade de menor autonomia:*

- menor alcance horizontal (d_1);
- voo em menor tempo (menor autonomia);
- menor ângulo de ataque possível para voo planado (α_1);

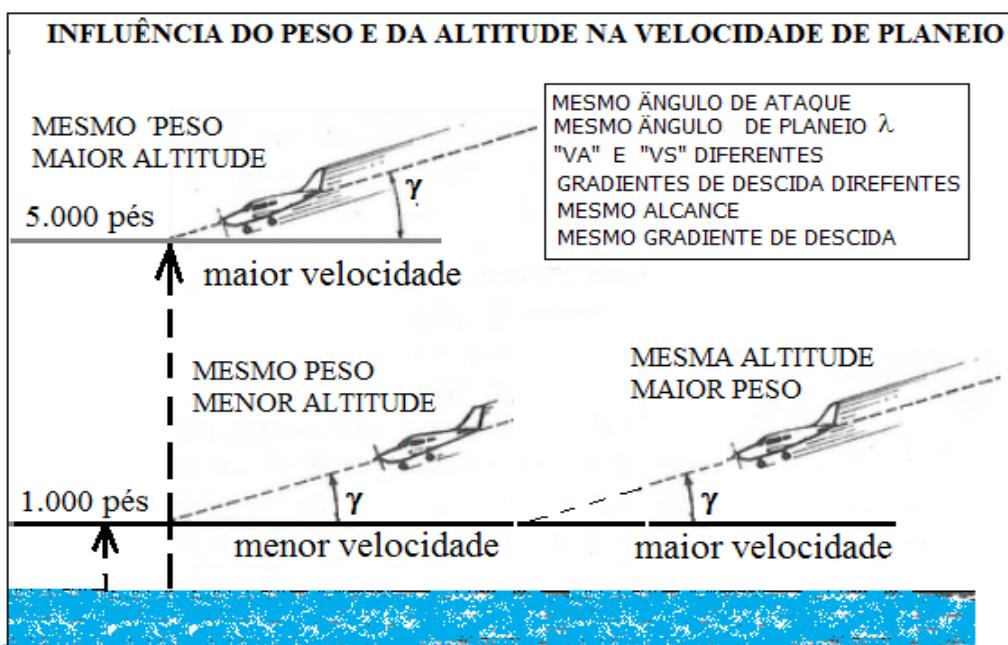
- ângulo de planeio maior (λ_2);
- arrasto médio;
- L/D mínimo;
- velocidade maior;

3 - *Velocidade de mínimo afundamento ou velocidade de menor razão de descida:*

- menor alcance horizontal (d_1);
- voo em maior tempo (maior autonomia);
- ângulo de ataque máximo antes do estol (α_3);
- ângulo de planeio maior (λ_2);
- arrasto máximo;
- L/D mínimo;
- velocidade mínima, igual à velocidade de máxima autonomia no voo nivelado;

Influência do vento no voo planado – Para uma mesma aeronave, mesma altitude densidade, mesma velocidade indicada e mesmo ângulo de ataque, teremos as seguintes situações:

- O vento não afeta a Velocidade Aerodinâmica (VA), a Velocidade indicada (VI), o ângulo de ataque, a performance do motor , nem a Velocidade Vertical (VS) [Razão de Subida (RS) ou Razão de Descida (RD)].
- O “vento de cauda” aumenta a Velocidade de solo, diminui o ângulo de planeio (γ) e aumenta o alcance horizontal.
- O “vento de proa” diminui a Velocidade de solo, aumenta o ângulo de planeio (γ) e diminui o alcance horizontal.



Fatores que influenciam na Razão de Descida

- peso da aeronave (W);
- altitude (densidade do ar);

Influência do peso (W)

- Não afeta o ângulo de planeio (γ) nem o alcance horizontal.
- Aumenta a velocidade de planeio aumentando a Razão de descida (RD).

Influência da Altitude

- A altitude não afeta o ângulo de planeio (γ).
- Na altitude elevada o avião tem uma velocidade verdadeira (VA) maior, portanto, afeta a Velocidade Vertical (VS), afetando a RD.

7.5.3 Influência dos flapes e do trem de pouso na trajetória de descida

O flape provoca aumento de sustentação com e respectivo aumento do arrasto, além de aumentar o ângulo de ataque, provocando diminuição da velocidade, portanto é um planeio com melhor razão de descida (menor alcance horizontal).

O trem de pouso aumenta o arrasto parasita, sem afetar o ângulo de ataque, mas provoca diminuição da velocidade, contribuindo também para um planeio de melhor razão de descida.

7.6 Pouso (Landing)

É a manobra realizada com o objetivo de transferir uma aeronave do voo para o solo, até que seja atingida a velocidade de táxi.

Requisitos para o pouso:

- | | |
|--|--|
| • Rampa de aproximação para o pouso | 2,5° a 3° |
| • Altura de cruzamento da cabeceira da pista | 50 pés |
| • Velocidade de cruzamento da cabeceira da pista | Vref = 1,3 Vs na configuração de pouso |
| • Velocidade aproximada de toque na pista | menor que Vref , próximo à Vs. |

Tipos de pouso:

1. Pouso em três pontos – utilizado em aeronaves com trem de pouso convencional (bequilha traseira). Próximo ao toque, com potência totalmente reduzida, o piloto efetua o “arredondamento” (flare) da aeronave, consistindo na redução da razão de descida e voo paralelo à pista. À medida que a velocidade vai sendo reduzida, aumenta-se o ângulo de ataque para se evitar o toque, até que ocorra o estol e a aeronave, necessariamente, tocará a pista. Esta técnica de pouso aumenta a distância de pouso em relação ao pouso de pista.
2. Pouso de pista:
 - trem de pouso convencional - Tocar a pista com o trem principal (dianteiro), tirar potência e baixar bequilha (cauda). Este pouso tem risco de pilonagem (capotagem à frente).
 - Trem de pouso triciclo – Tocar a pista com o trem principal, tirar potência e baixar a triquilha (dianteira).



7.6.1 Fatores que influenciam o pouso: altitude e características do piso da pista, vento, temperatura e densidade do ar

Elevação da pista (altura) – Diferença de nível da pista em relação ao nível médio do mar (MSL), dada em pés.

Maior elevação da pista (redução da densidade do ar) provoca:

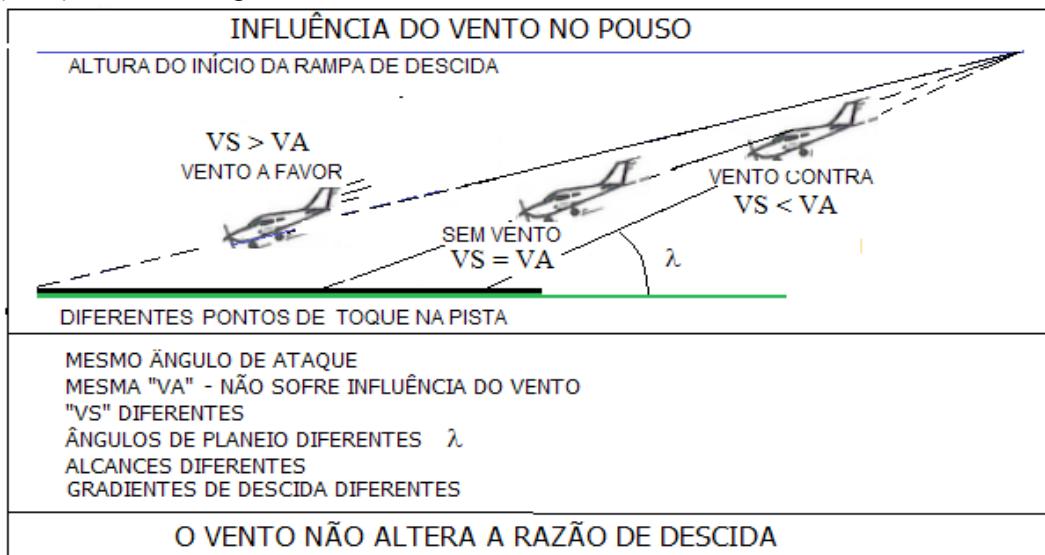
1. um aumento na distância de pouso (e decolagem), sendo necessário o aumento da velocidade aerodinâmica para manter a sustentação.
2. redução do desempenho do grupo motopropulsor, afetando o gradiente de subida, no caso de uma “arremetida”.

Fatores da pista que influenciam no pouso:

1. Pistas pavimentadas têm alto coeficiente de atrito, por isso são mais favoráveis ao pouso.
2. Pistas de terra ou grama têm menor coeficiente de atrito do que as pavimentadas.
3. Lama, neve, gelo e lâminas d’água afetam o coeficiente de atrito e provocam derrapagens.
4. Gradiente (slop) positivo da pista (uphill) é favorável à frenagem, portanto, menor distância de pouso.

Efeitos do vento no pouso:

1. Vento de proa (head wind) - é mais favorável à sustentação, pois a velocidade aerodinâmica (TAS) é maior do que a velocidade de solo.



2. Vento de cauda (tailwind) - provoca velocidade de solo maior do que a velocidade aerodinâmica (TAS), portanto, requer maior distância para o pouso. A maior velocidade permitida, para vento de cauda, é de 10 nós. A maior velocidade permitida, para vento de cauda, é de 10 nós.
3. Vento de través (cross wind) - é muito desfavorável, pois aumenta a distância de contato do trem de pouso com o solo, pela necessidade das correções de proa. Respeitar o valor limite da velocidade do vento cruzado, fornecido no manual da aeronave.
4. Tesoura de vento (Gust) ou Rajada - é muito perigoso e o pouso deve ser evitado.

Correções de Vento na Aproximação Final: Na aproximação final, a aeronave vai reagir com de acordo com as componentes do vento. A menos que seja compensada, a aeronave fará um pouso fora dos padrões normais.

Vapp será a velocidade a ser mantida na aproximação, sendo composta da Vref corrigida para os efeitos do vento.

1. Vento de proa - Uma boa regra é acrescentar 1/3 da velocidade do vento à Vref. Exemplo: Vref = 90 kt, Vento 15 nós, sendo $15/3 = 5$ kt, teremos Vapp = 95 kt.
O limite de acréscimo da Vapp é de +15 nós ao valor da Vref.
Na curta final, o piloto irá gradativamente reduzindo a velocidade, de tal maneira a cruzar a cabeceira da pista na Vref.
2. Vento de cauda – Dentro do limite de 10 nós, uma boa regra é considerar um incremento de + 5% na distância do pouso, para cada nó da velocidade do vento a favor.
3. Vento de través – usar flapes parciais e aumente a Vref em 7 kt para fazer as manobras de alinhamento com o eixo da pista, com isto, a distância do ponto de toque aumentará 35%.

Efeito da elevação da temperatura ou da umidade acima do padrão para a mesma elevação do aeródromo:

Aumenta a altitude densidade (ar menos denso), demandando maior velocidade aerodinâmica para manter a sustentação no pouso.

NOTA: Sempre juntar as situações de vento, aqui tratadas, com a Altitude densidade, para avaliar o comportamento da aeronave nas operações de pouso e decolagem.

7.6.2 Distância de corrida no solo. Comprimento mínimo de pista requerido. Influência das condições meteorológicas. Utilização de flapes. Uso de freios

No manual da aeronave são dados(exemplo):

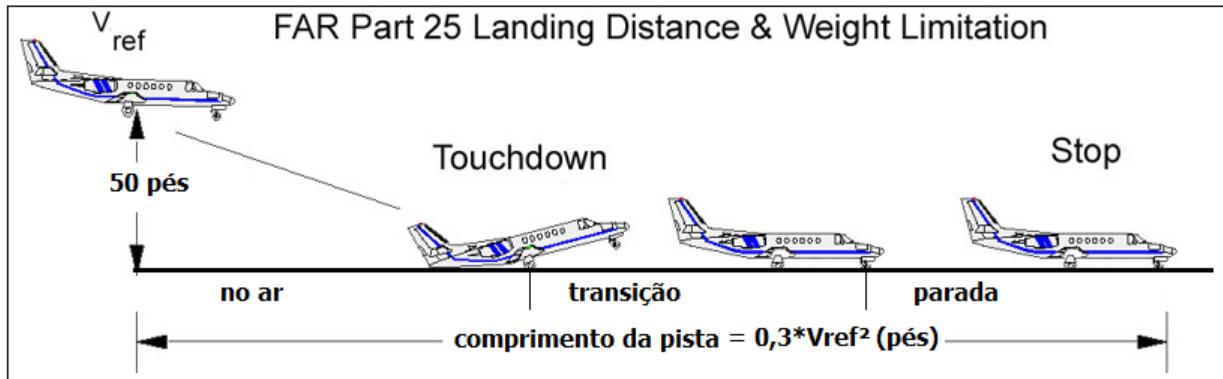
LANDING PERFORMANCE

- *Ground Roll 950 Feet (289,56 m)*
(Distância necessária para a corrida no solo)
- *Total Distance Over 50 Foot Obstacle 1795 Feet (547,12 m)*
(Distância total entre o ponto de toque e um obstáculo, na trajetória do pouso, e que deve ser sobrevoado a 50 pés).

A “distância de pouso” das aeronaves pode ser considerada em três segmentos:

1. *Distância no ar:* É o “segmento da distância de pouso”, a partir do cruzamento da cabeceira da pista a 50 pés de altura, velocidade de 1,3 da velocidade de estol (Vref), até o toque na pista de pouso.

2. *Distância de transição*: Do toque, até o momento em que o “trem de pouso do nariz” faz contato com o solo. Este segmento se realiza em torno de 2 segundos. Neste segmento, os “ground spoilers” podem ser atuados.
3. *Distância de parada*: Neste segmento, a aeronave está totalmente apoiada sobre a pista de pouso. A redução da velocidade é feita com freios e Spoilers.



O efeito do “reverso”, de hélice ou turbo, não é considerado na análise de pouso, mas deve ser sempre utilizado nas aeronaves que dispõem desse recurso.

Comprimento mínimo de pista requerido: Total Landing Distance = $0,3 \cdot (V_{ref})^2$

Posição dos flapes:

- Os flapes estendidos totalmente (full flaps) reduzem a velocidade de estol e aumentam o ângulo de descida (γ) devido ao maior arrasto.
- Caso haja necessidade de uma “arremetida”, a posição dos “flapes de pouso” deve ser modificada para “flapes de arremetida”.
- Pouso com vento de través, usar flapes parciais.

Uso dos freios:

Somente após a aeronave estar totalmente apoiada no trem de pouso principal e na roda auxiliar, é que deve se iniciar a aplicação do freio, de maneira igual nos dois pedais, suave e progressivamente, evitando aplicações bruscas que podem provocar:

- Pilonagem - (capotagem frontal) nas aeronaves de trem de pouso convencional (roda auxiliar traseira ou bequilha)
- Cavalo de pau - (rodada lateral) nas aeronaves com trem de pouso triciclo (roda auxiliar dianteira ou triquilha).
- Travamento das rodas com desgaste excessivo dos pneus.

Uso dos Spoilers:

São acionados totalmente após o avião tocar a pista. Com isso, há uma quebra imediata da sustentação e de velocidade, juntamente com uma pressão aerodinâmica da aeronave contra o solo, para ajudar na aderência da frenagem pelo trem de pouso.

8 Atitudes anormais de voo

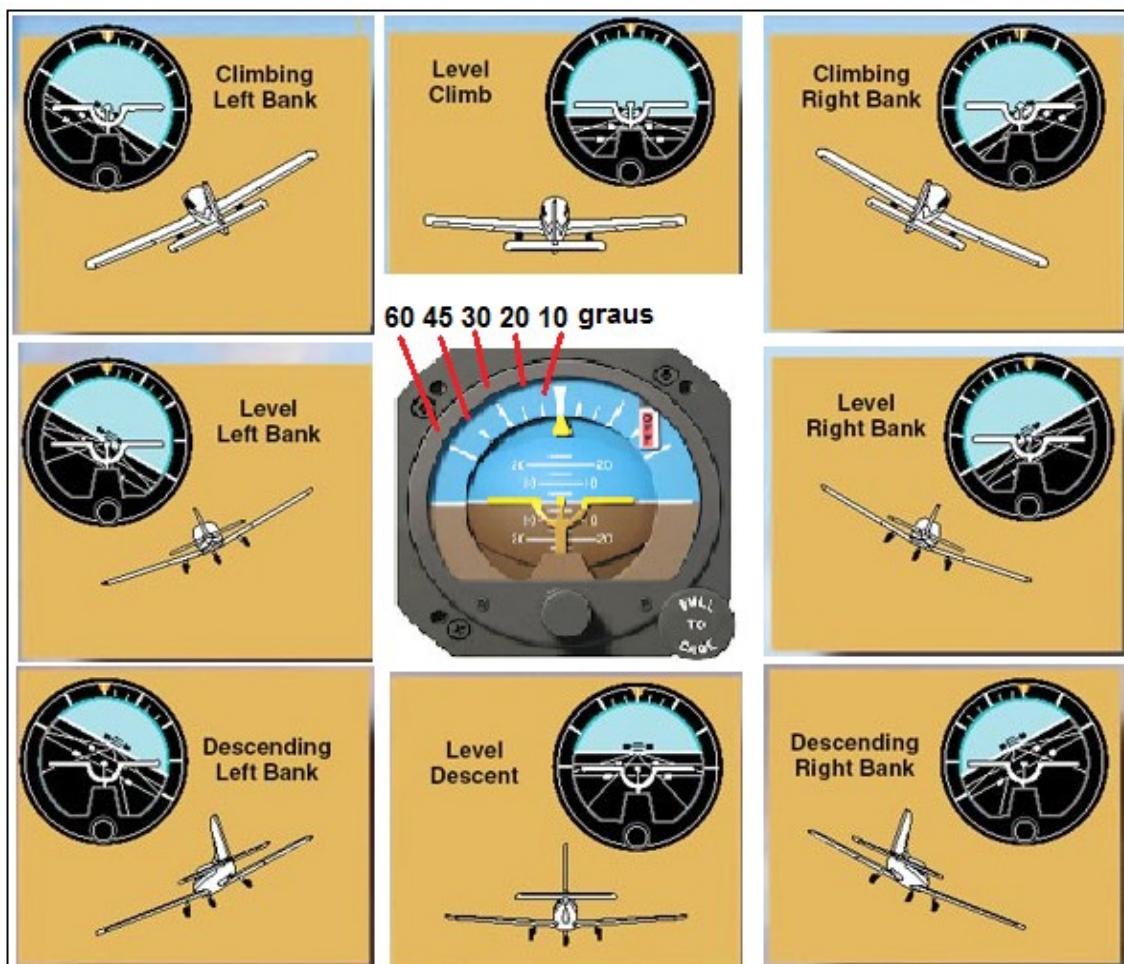
Antes de tratarmos deste assunto, vamos conhecer o que significa **Atitude da Aeronave**.

Atitude da aeronave - é a posição da aeronave em voo, em relação ao horizonte:

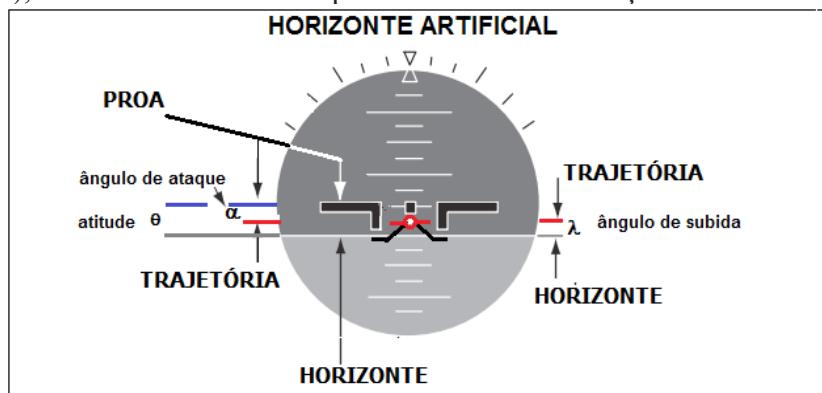
- Atitudes sobre o eixo lateral (y), ou Pitch (γ) – ângulo formado entre o eixo longitudinal (x) da aeronave e o horizonte. Representado pela letra grega “gama” (γ).
 - trajetória horizontal : atitude neutra 0° ;
 - trajetória ascendente (climb): atitude positiva “nose up”;
 - trajetória descendente (descent): atitude negativa “nose down”;
- Atitudes sobre o eixo longitudinal, ou bank (ϕ) – ângulo formado entre o eixo lateral (y) da aeronave e o horizonte. Representado pela letra grega “fi” (ϕ).
 - voo plano: atitude neutra asas niveladas;
 - rolagem à direita (right bank);
 - rolagem à esquerda (left bank);

As manobras sobre o eixo vertical (z) (desvios laterais da proa em relação à trajetória do voo) não entram no rol das atitudes, mas são utilizadas para fazer curvas, sempre em conjunto com uma ou duas atitudes acima:

- guinada à direita (right yaw);
- guinada a esquerda (left yaw);



Todas as atitudes de voo são monitoradas pelos instrumentos: Variômetro (Climb), Indicador de Curva (turn / bank), Horizonte artificial ou pelo Indicador de situação Horizontal – HSI).



NOTA:

O instrumento Indicador de Atitude de um avião não exibem o ângulo de ataque, e sim, o ângulo formado pela proa (eixo longitudinal) do avião com sua trajetória (paralela ao vento relativo). Portanto, o ângulo de ataque das asas sempre será maior do que o valor indicado pelo instrumento Indicador de Atitude, pois está adicionado com o valor do seu ângulo de incidência.

- O ângulo de incidência da corda da asa (AOI) é fixo, e tem como referência o eixo longitudinal geométrico da aeronave.
- O ângulo de ataque da asa refere-se à sua corda, enquanto que, o ângulo de ataque do avião refere-se à sua proa.

Atitudes Normais:

1. Voo reto e nivelado com HSI “zerado”;
2. Curva horizontal nivelada;
3. Curva horizontal em subida;
4. Curva horizontal em descida;
5. Subida reta;
6. Planeio reto;

Atitudes anormais não intencionais (upset) - ocorrem por motivos não intencionais, portanto, são manobras não comandadas.

- O piloto não precisa aguardar o desenvolvimento da atitude anormal para tomar as ações corretivas.
- Os limites abaixo relacionados podem variar de aeronave para aeronave:
 - Ângulo de Subida (climb) maior que 25° (nose up);
 - Ângulo de Descida (descent) maior que 10° (nose down);
 - Inclinação das asas (bank angle) maior que 45 graus;
 - Curvas (horizontais) descoordenadas;
 - Qualquer situação com parâmetros menores que os citados, mas que ocorram com velocidade abaixo do que é especificado para manter a atitude correta.

8.1 Fatores que conduzem o avião a entrar em atitude anormal. Características das atitudes anormais

Causas meteorológicas:

- turbulência (nuvens)
- Turbulência de céu claro (CAT)
- Ondas orográficas
- Tesoura de vento
- Trovoadas
- Microbrust
- Esteira de turbulência
- Gelo

Causas diversas:

- Anomalias de sistemas embarcados.
- Instrumentos de voo com falha.
- Falha no Automático de voo.
- Fator humano.
- Falta de check cruzado dos instrumentos.
- Desorientação espacial.

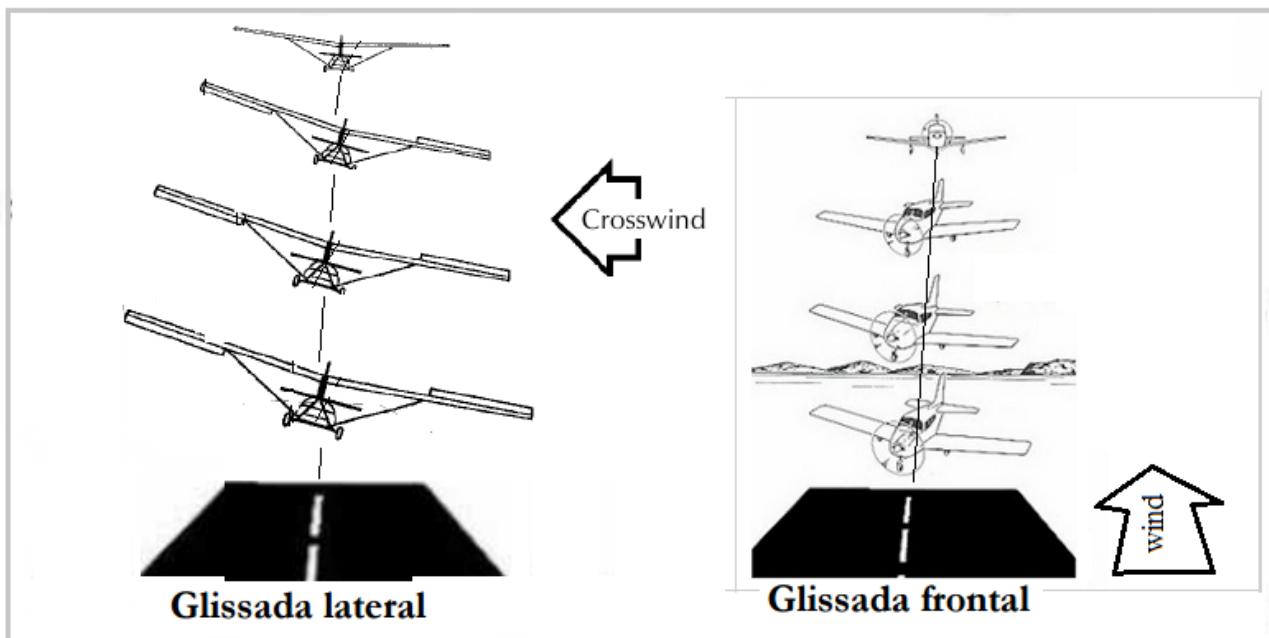
Evitar ou controlar uma atitude anormal, passa necessariamente pelo conhecimento imediato da causa. Apesar da enorme variedade de aeronaves, o princípio de voo é o mesmo, e por consequência, as técnicas aplicáveis à recuperação de uma atitude anormal são praticamente as mesmas na maior parte delas. Estas técnicas consistem em:

- correta e pronta aplicação dos comandos de voo e potência dos motores, podendo ser desde suaves aplicações até mesmo a total deflexão destes comandos. Entretanto, iniciar uma recuperação já com total deflexão de comandos pode agravar a situação.
- As recuperações estão apoiadas em três pilares:
 1. gerenciamento da energia da aeronave.
 2. interrupção de uma atitude anormal de voo.
 3. manobras para estabilizar o voo.

Atitudes anormais provocadas pelo Piloto – São todas as manobras acrobáticas e as manobras operacionais ou de treinamento a seguir:

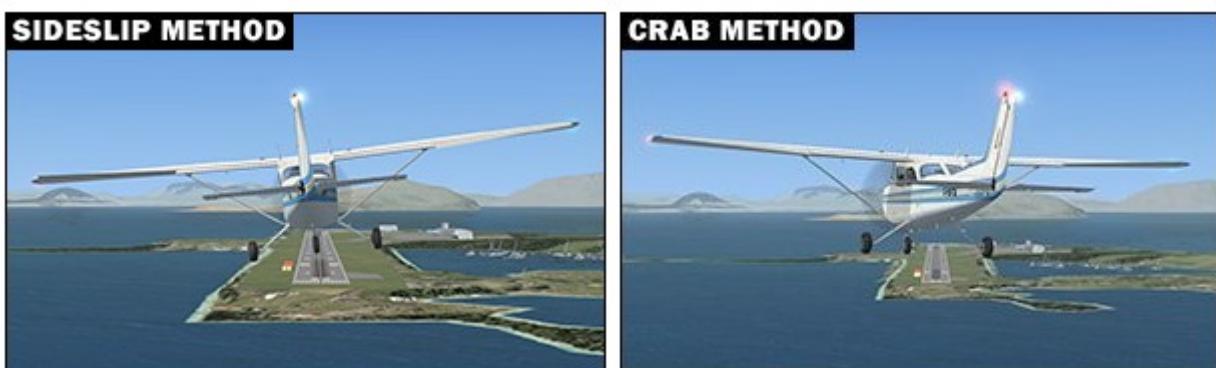
1. *Glissada (slip)* - é uma manobra feita em voo planado, onde o piloto utiliza comandos de rolagem e guinada, um contra o outro, e de forma coordenada:
 - a) Glissada Frontal (crab method) (caranguejada) - usada para forçar uma perda de altura acentuada (maior razão de descida) durante uma descida para pouso, sem aumentar a velocidade aerodinâmica. É feita com vento calmo ou frontal. Inicialmente, aplica-se o comando de leme para guinar a proa da aeronave, e em seguida, o comando de rolagem ao contrário, para compensar. A aeronave descerá “atravessada”, mas numa trajetória reta, alinhada com o eixo da pista. A frenagem aerodinâmica é feita pela carenagem lateral da aeronave.

- b) Glissada Lateral (sideslipping) (asa baixa) – usada para compensar vento de través (crosswind) durante uma descida para pouso. Inicialmente, aplica-se o comando de rolagem, abaixando a asa do lado do vento, e em seguida, o comando de leme contrário para compensar. A aeronave descerá com o eixo longitudinal (x) alinhado ao eixo da pista.



NOTAS:

- Durante a glissada frontal, a velocidade indicada estará com grande margem de erro de indicação, pelo desvio do vento relativo em relação ao tubo de Pitot.
- No treinamento de glissadas, com aeronaves de pequeno porte, velocidade ideal é de 70 MPH, sem utilizar os flaps.

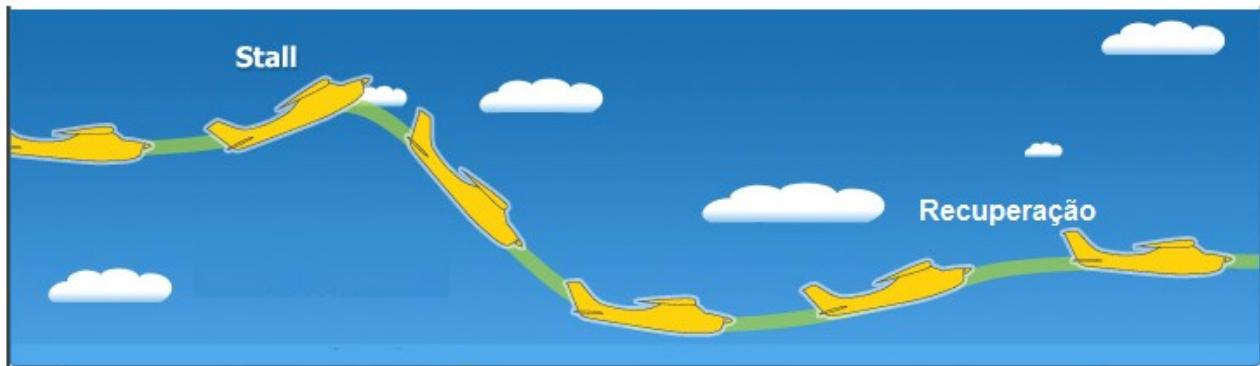


2. Estol (stall) – são manobras que têm por finalidade familiarizar o piloto com a situação de perda de sustentação da aeronave. É treinada para que o piloto possa recuperar a atitude normal de voo, através de atuação dos comandos e do motor da aeronave. Existem três tipos de estol a serem treinados e dominados pelo piloto:

- a) Estol sem motor (power-off) ou estol de aproximação para pouso.
- b) Estol com motor (power-on) ou estol de decolagem.
- c) Estol de velocidade.

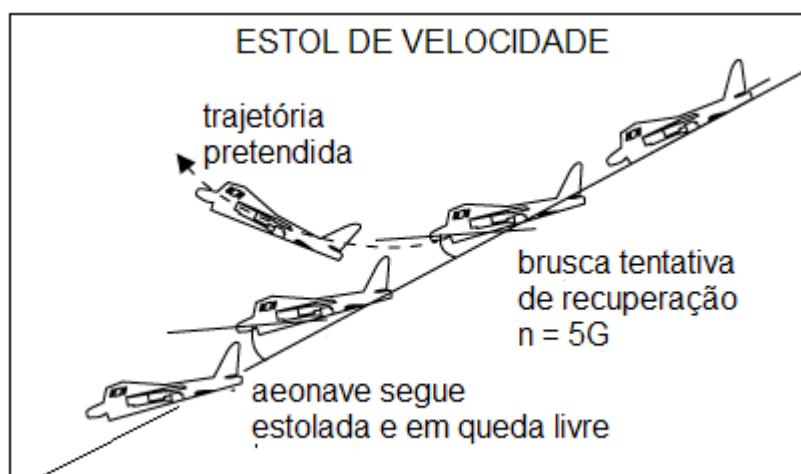
Todos os estóis, com exceção do estol em curva, devem iniciar e terminar na mesma referência;

- Altura mínima para início do treinamento de estóis é 2500 ft;
- Altura mínima para recuperação é 2000 ft;
- Para treinamento dos estóis, cheque a área, voando numa curva de 360° ou 180° ou duas curvas de 90° em direções opostas;
- Nos estóis sem motor, abrir o aquecimento do carburador antes da redução de potência.



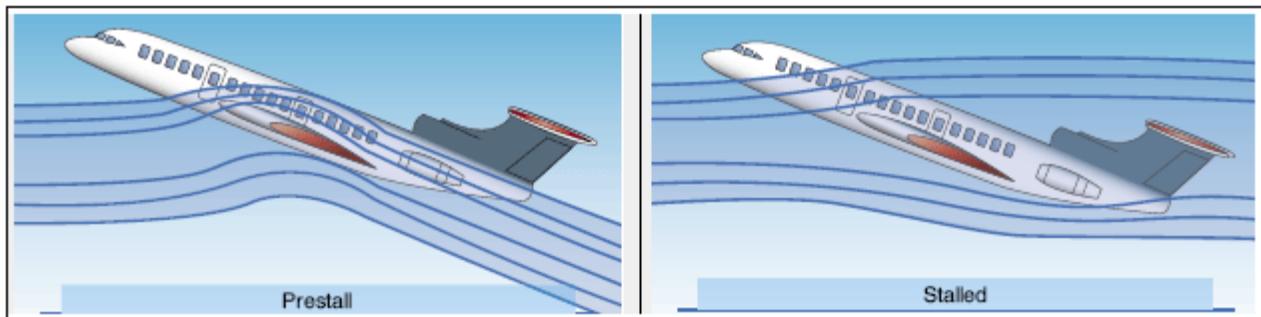
Estol de velocidade (high speed stall) – o estol pode ocorrer em qualquer velocidade e qualquer atitude de voo. Basta ultrapassar o ângulo de ataque limite.

A única maneira para forçar a ocorrência de estol, a uma velocidade do ar acima da velocidade de perda, é a aplicação de um fator de carga positivo elevado.



Como exemplo, podemos ter a situação em que a aeronave está em um “mergulho” e o piloto tenta cabrar bruscamente. A aeronave passa a ter um ângulo de ataque muito elevado, e entra em perda.

Estol profundo (deep stall) – ocorre com aeronaves que têm o estabilizador horizontal em forma de “T” (T-tail). Quando a aeronave está com o ângulo de ataque muito alto, os profundores ficam mergulhados na turbulência das asas e praticamente perdem sua função, provocando o estol.



8.2 Parafusos: comandado e acidental. Parafuso chato. Saída de parafuso

Parafuso (spin) - É um voo com uma asa estolada (estol assimétrico), apresentando uma trajetória em giro e descendente, descrevendo uma espiral (trajetória vertical helicoidal), havendo grande arrasto e consequente velocidade moderada.

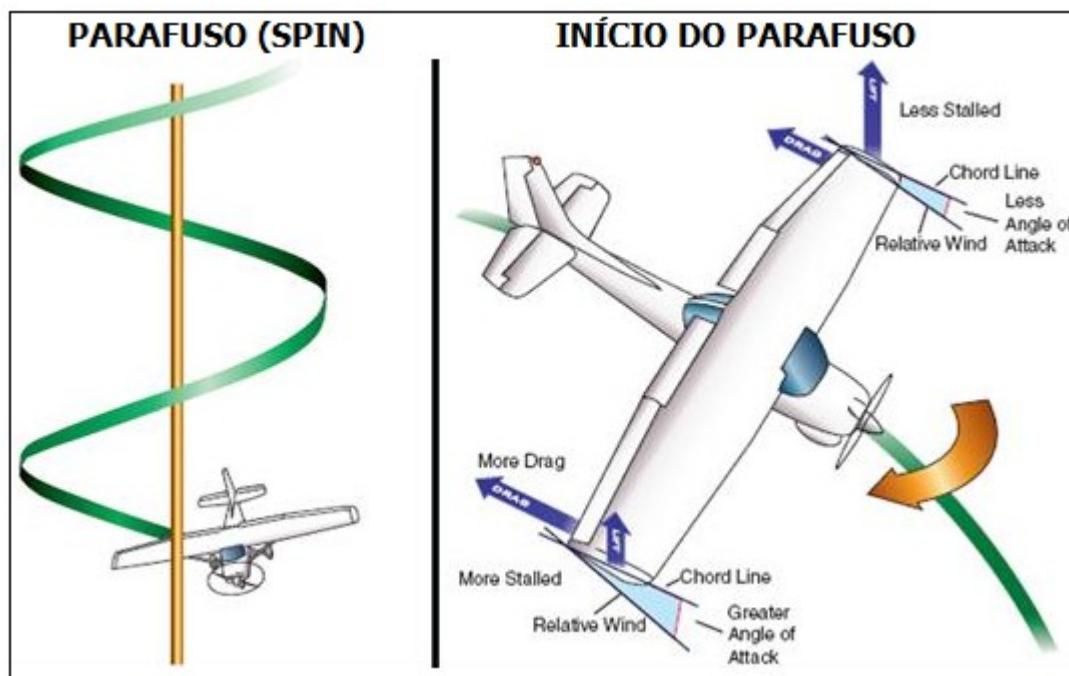
Ao ser interrompida a rotação, desaparece o estol.

Nesta recuperação, há um aumento significativo da velocidade.

O raio da espiral descrita é denominado “raio do parafuso”.

O parafuso é também denominado “autorrotação”, pelo fato da aeronave se manter em rotação indefinidamente, se não forem tomadas as medidas de recuperação.

Parafuso é diferente da manobra espiral descendente, pois nesta, o avião não está em estol.



O parafuso pode ser:

- Parafuso comandado;
- Parafuso accidental.

Parafuso comandado:

- Redução da potência para marcha lenta, podendo, também, ser comandado com maior potência;
- Redução de velocidade, levando a aeronave para o “ângulo de estol” (ângulo crítico);
- Próximo ao estol, pressionar um dos pedais para guinar o avião, provocando uma glissada. Pode ser utilizado o aileron no lugar do leme de direção. Com a guinada, a asa do lado exterior da curva adquire maior velocidade, ganha sustentação e se levanta, diminuindo o ângulo de ataque. A asa do lado interior da curva adquire menor velocidade, reduz a sustentação e se abaixa, aumenta o ângulo de ataque e estola. A aeronave rola e guina na direção desta asa estolada. Inicia-se a autorrotação. A asa do “lado interior” ao aumentar o ângulo de ataque, aumenta também o arrasto; O avião executa duas ou três voltas, em autorrotação, antes que o parafuso seja iniciado.

Parafuso accidental: é devido ao “estol assimétrico”:

- Incidências diferentes das asas: As incidências diferentes das asas têm por objetivo neutralizar as influências do torque do motor e do efeito da esteira da hélice. A asa com maior incidência passa pelo ângulo crítico primeiro, estola e dá início ao parafuso.
- Uso de ailerons em baixas velocidades: próximo ao ângulo crítico, pode provocar o parafuso. O aileron que abaixa pode fazer com que a asa ultrapasse o ângulo crítico, estolando esta asa e dando início a um parafuso.
- Torque do motor: tende a girar o avião em sentido contrário à rotação da hélice. Este giro, próximo ao ângulo crítico, pode estolar uma asa, iniciando o parafuso. O efeito do torque é mais pronunciado em maiores potências.
- Curvas: As curvas realizadas com muita inclinação podem levar ao estol uma das asas, provocando o início de um parafuso. Nas curvas niveladas ou em subida, o ângulo de ataque é maior na asa externa à curva, podendo ultrapassar o ângulo crítico, dando início ao parafuso em sentido contrário ao da curva. Nas curvas em descida, o ângulo de ataque é maior na asa interna à curva, e se for ultrapassado o ângulo crítico, o parafuso acontecerá no mesmo sentido da curva.
- Distribuição de massas : A distribuição de massas inerciais está relacionada, principalmente, com o motor e empenagem vertical, isto é, com massas concentradas em pontos distantes do CG. Essas massas concentradas, durante o parafuso, vão elevando o “nariz” da aeronave, assegurando o estol.

NOTA: Os aviões da categoria normal e alguns da categoria utilidade não podem efetuar parafusos.

Recuperação do parafuso:

- Recolher os flapes, evitando ultrapassar a velocidade máxima com os flapes em baixo;
- Reduzir a tração para marcha lenta, evitando momentos e aumento de velocidade;
- Neutralizar os ailerons, reduzindo o ângulo de ataque da asa estolada;
- Aplicar pedal total (leme), do lado contrário à rotação, para interromper o movimento de guinada;
- Neutralizar o profundor para eliminar o estol, após a aplicação do leme de direção, ou

quando houver uma redução da rotação; O comando do profundo antes do leme de direção possibilita o aumento da velocidade de rotação;

- Neutralizar o leme de direção ao ser interrompida a rotação;
- Puxar o manche (cabrar), suavemente, quando a velocidade começar a aumentar.

Cuidados a serem tomados:

- Excesso de velocidade;
- Não provocar um novo estol;
- Evitar fator de carga (n) elevado.

Parafuso Chato - A aeronave inicia uma trajetória vertical (queda), girando horizontalmente e deixando quase todas as superfícies de comando estoladas.

Pode acontecer em aeronaves de cauda pesada, isto é, quando o CG se posiciona muito atrás. Geralmente, este parafuso é acidental, dependendo das características do avião.

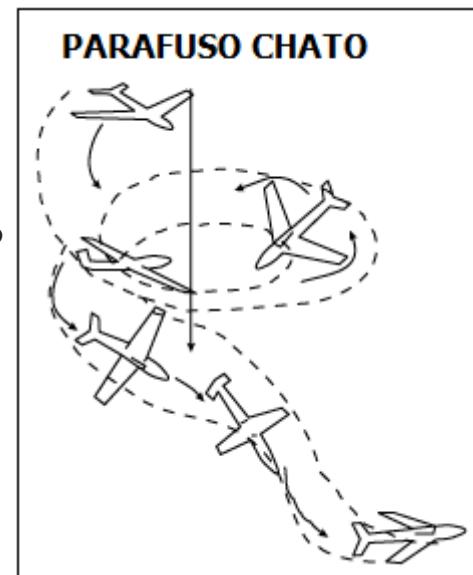
Em aeronaves desconhecidas, recomenda-se a imediata recuperação de um parafuso para se evitar uma possível indução ao parafuso chato.

Características do parafuso chato:

- As primeiras voltas são idênticas ao parafuso normal;
- A aeronave levanta o nariz e se estabiliza com o eixo longitudinal (x), praticamente, paralelo ao horizonte, descendo verticalmente;
- O escoamento do ar é cerca de 90° com o eixo longitudinal (x) da aeronave;
- Produção de fortes turbulências;
- Profundor e leme de direção tornam-se ineficientes;
- Velocidade de descida da aeronave é reduzida pelo elevado arrasto produzido pelas turbulências.

Recuperação do parafuso chato:

- A recuperação por meio dos comandos de voo é impossível;
- É necessário deslocar o CG para a frente (movimento de passageiros);
- Alguns aviões possuem pára cauda, que são pára quedas de cauda, possibilitando a saída do parafuso chato. Criam momentos de arfagem, recuperando a ação do profundo. O avião baixa o nariz e é iniciado um parafuso normal. A recuperação passa a ser a do parafuso normal.



9 Equilíbrio – Tipos: equilíbrio estático e equilíbrio dinâmico. Estabilidade e controle

Equilíbrio de um corpo – ocorre quando o corpo é submetido a forças externas e a resultante vetorial do momento linear ou do momento angular é constante. Sob essas condições, e em relação a um referencial inercial, o corpo poderá estar:

- imóvel: os momentos se anulam e a resultante é zero ou **equilíbrio estático**.
- em movimento retilíneo e uniforme, ou em movimento uniforme e rotacional com raio constante, ou **equilíbrio dinâmico**.

Equilíbrio estático: ocorre quando o corpo está imóvel em relação a um referencial inercial, que pode ser o seu ponto de apoio.

No equilíbrio estático, de acordo com o tipo de força a que está submetido, o equilíbrio pode ser:

- linear (translação) $\mathbf{F}(x,y,z) = \mathbf{0}$
- angular $\sum \tau(z) = 0$

Estabilidade do equilíbrio estático – todo corpo, por mais rígido que seja, e mais sólido for o seu apoio, pode sofrer a ação de **forças externas** que vão alterar a sua situação de equilíbrio estático.

Existem alguns fatores que determinarão a estabilidade do equilíbrio estático dos corpos:

- O formato do corpo, com a respectiva distribuição de massa inercial.
- A posição relativa do CG para o ponto de apoio.
- O tipo de apoio a que o corpo está submetido.
- Se o corpo está em rotação.
- Uma aeronave em voo.
- Uma embarcação parada ou se deslocando.

De acordo com algum desses fatores, a estabilidade do equilíbrio estático poderá ser:

- Estável.
- Neutra.
- Instável.

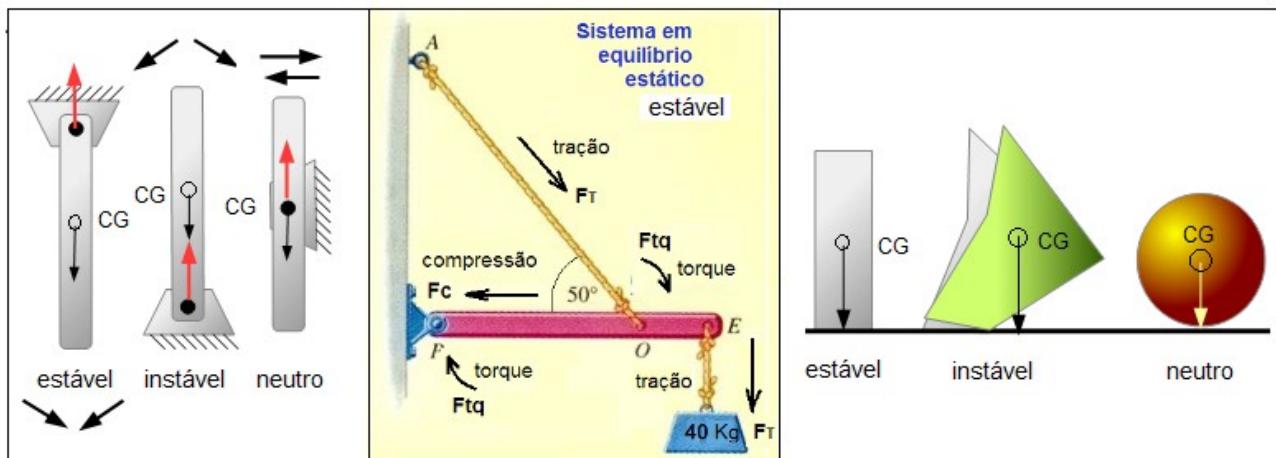
Corpo apoiado sobre uma superfície horizontal:

- **estável:**
 - Linha vertical a partir do CG passa dentro da área da base.
 - Sólido irregular com a área da base maior do que as áreas acima
 - CG muito baixo.
- **Instável:**
 - Linha vertical a partir do CG fora da área da base.
 - Sólido irregular com a área da base menor do que as áreas acima
 - CG muito alto alto.
- **Neutro:** somente com corpo esférico, e feito de material homogêneo, o que coloca o CG no centróide.

Corpo Pendurado por cabos ou tirantes rígidos:

- **somente estável** para qualquer ponto de içamento.
- Pivotamento livre:
 - **estável:** corpo pendurado em qualquer ponto fora do CG. Quanto mais na extremidade, mais estável.
 - **Instável:** corpo apoiado verticalmente numa das extremidades e em equilíbrio crítico

- (CG alinhado com o pivô).
- **Neutro:** corpo apoiado no local do CG.



Dinâmica do voo nos aviões

A dinâmica de voo trata da resposta da aeronave a perturbações atmosféricas e aos comandos executados pelo piloto, e essa resposta é quem define o seu grau de estabilidade.

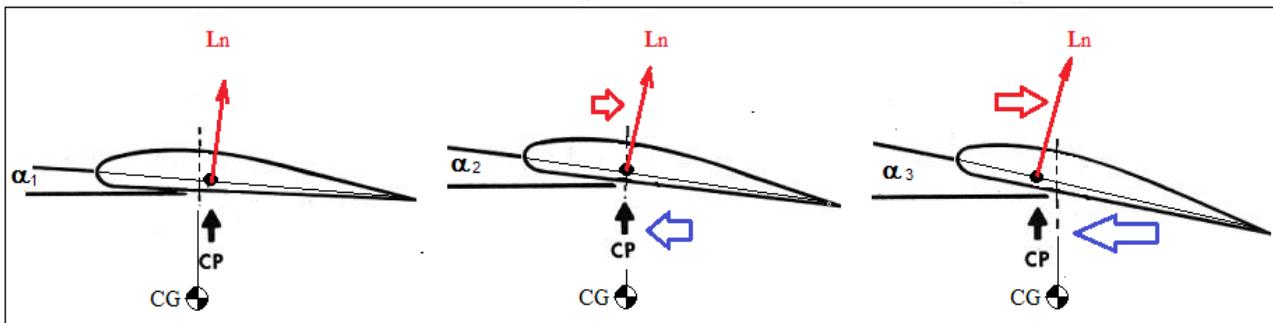
Equilíbrio estático de uma aeronave em voo: uma aeronave em voo reto e nivelado está em equilíbrio estático, já que é um corpo que carrega consigo os seus pontos de apoio, que são as superfícies de sustentação: asas e estabilizadores horizontais, e os respectivos Centros de Pressão Aerodinâmica.

Centro de Pressão Aerodinâmica (CP) – é o ponto sobre as cordas do aerofólio onde está concentrado o efeito de sua sustentação, e que podem se deslocar ao longo da corda, em função do ângulo de ataque e do perfil.

Ao longo do eixo longitudinal de manobras do avião existem dois CP: um nas asas e outro nos estabilizadores horizontais.

O CP dos perfis assimétricos, da maioria dos aviões comerciais e desportivos, se desloca à frente na “cabrada” e para trás na “picada”. Nas velocidades sub sônicas, somente os aviões para acrobacias têm asas com perfil simétrico, onde não há deslocamento do CP. Nos estabilizadores horizontais, que são simétricos, também não há o deslocamento do CP.

Se considerarmos o CG de um avião em voo como um ponto fixo, poderemos ter um deslocamento relativo entre o CP das asas (variável em função do ângulo de ataque) e o CG, fato que deve ser considerado no projeto do avião. Lembrar que a sustentação total do avião também depende dos estabilizadores horizontais, conforme veremos adiante.



9.1 Estabilidade estática da aeronave. Conceito. Tipos: longitudinal, lateral e direcional

Estabilidade estática do avião

É uma característica intrínseca da aeronave em voo, determinada pela sua capacidade de reagir a uma interferência que possa alterar a sua trajetória ou a sua atitude, e é muito importante para a segurança do voo, além de ter uma forte interação com um aspecto chamado de Controlabilidade.

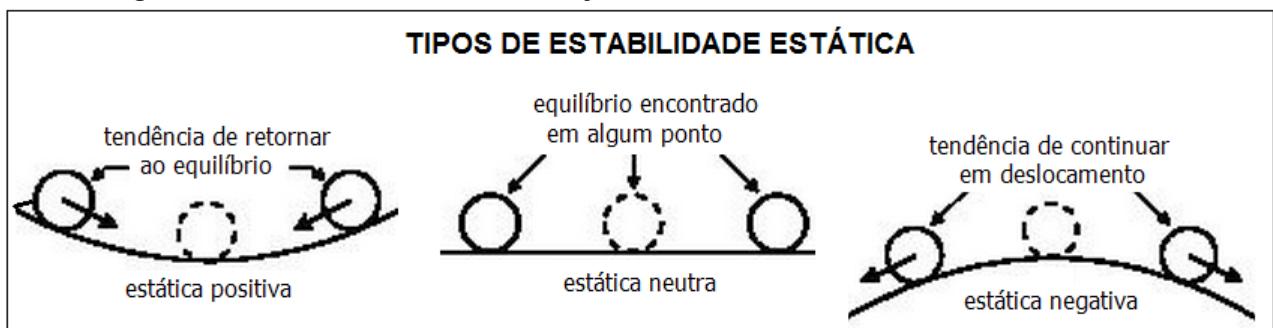
As turbulências atmosféricas ou os comandos executados pelo piloto são responsáveis por alterar o equilíbrio estático de qualquer aeronave.

A estabilidade estática da aeronave em voo é avaliada em função de três movimentos:

1. Longitudinal: arfagem.
2. Direcional: guinada.
3. Lateral: rolagem.

A estabilidade estática também é classificada de acordo com a resposta inicial da aeronave, ao cessar a interferência atmosférica ou o comando do piloto:

1. Positiva: vai retornar à direção da trajetória anterior e/ou à atitude anterior.
2. Neutra: vai permanecer indefinidamente na nova trajetória e/ou na nova atitude.
3. Negativa: vai continuar alterando a trajetória e/ou modificando a atitude.



Uma aeronave no processo de estabilização estática positiva executa uma trajetória não linear, ou seja, segue oscilando ao redor de uma linha imaginária, até a completa estabilização. Trata-se do comportamento dinâmico da estabilidade estática positiva, denominada simplesmente de Estabilidade Dinâmica, e que será estudada adiante.

9.1.1 Estabilidade estática longitudinal sobre o eixo lateral (y) – Conceito. Efeitos do estabilizador horizontal. Ponto de aplicação das forças. Posição do CG e condição de estabilidade em voo

Estabilidade estática longitudinal (Pitching ou arfagem) - É a estabilidade da aeronave em voo ao redor de seu eixo lateral (y), portanto, relacionada ao movimento de arfagem (picar ou cabrar).

Fatores que influenciam a estabilidade estática longitudinal:

- Ponto Neutro ou Resultante de sustentação da aeronave (PN). *Ver item 4.1 página 73.*
- Posição longitudinal do CG.
- Momento do Estabilizador horizontal.
- Altura dos motores em relação ao eixo longitudinal do CG.
- Fuselagem.

Ponto neutro longitudinal do avião (Pn) – é o ponto de equilíbrio entre as forças de sustentação das asas e dos estabilizadores horizontais, portanto, é onde aparece a Sustentação Resultante (Lres.) do avião sobre o eixo longitudinal de manobras. É localizado a partir da fórmula abaixo(Lei das alavancas):

$$L(\text{asas}) * d_1 = L(\text{est. Hor.}) * d_2$$

onde,

L (asas) sustentação efetiva das asas.

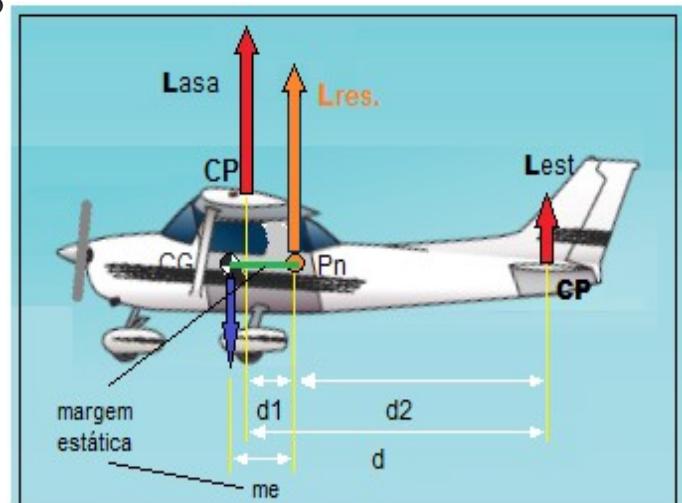
L (est.hor.) sustentação efetiva do estabilizador horizontal.

$d(\alpha)$ distância entre L (asas) e L (est.hor.), dependente de (α) .

$d_1(\alpha)$ distância do CP das asas até o PN, dependente de (α) .

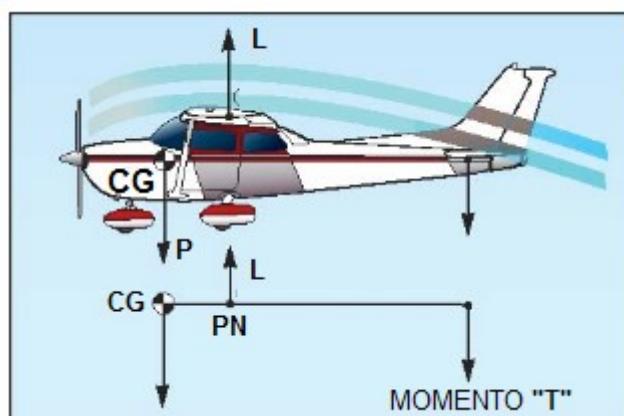
$d_2(\alpha)$ distância do CP do estabilizador horizontal até o PN, dependente de (α) .

me margem estática.



A asa de um avião, pelo seu perfil assimétrico, é estaticamente instável. O Centro de Pressão Aerodinâmica (CP) se desloca com a variação do ângulo de ataque e com isso o Ponto Neutro também o segue proporcionalmente.

Margem Estática longitudinal (me) - O Ponto Neutro é o fiel da balança no equilíbrio estático longitudinal do avião em voo, e se considerarmos o CG fixo, apesar de sofrer pequeno deslocamento durante um voo (queima de combustível e movimentação de passageiros) o equilíbrio estático longitudinal de um avião é determinado pela distância do CG ao CP. Essa distância é variável em função da atitude da



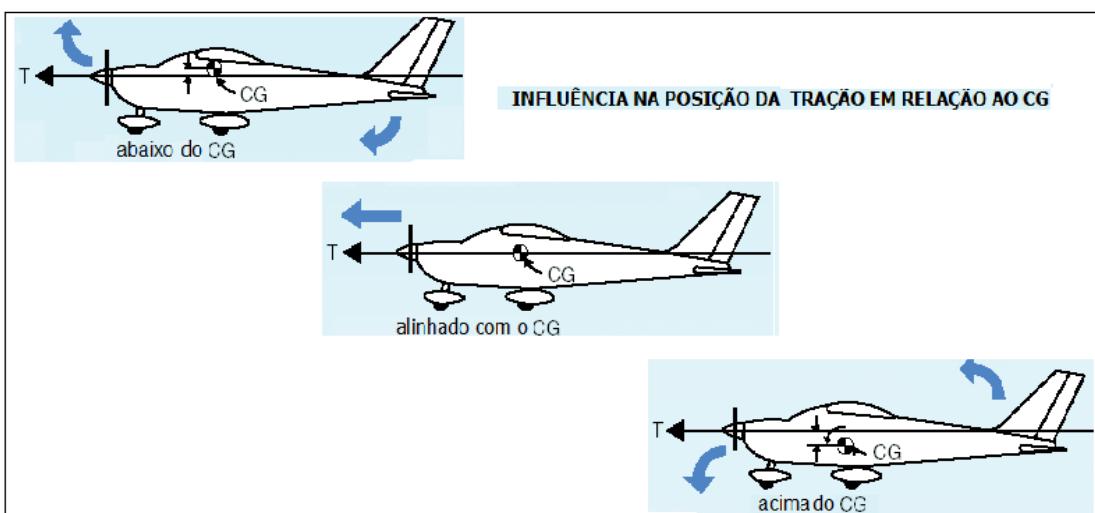
aeronave, e é chamada de Margem Estática longitudinal.

Posição longitudinal do CG da aeronave em voo - é determinado no seu carregamento, antes do voo, e deverá ser posicionado dentro da Margem Estática (Me), cujo limite traseiro é o Ponto Neutro.

Influência do momento do estabilizador horizontal - Por segurança contra estol, por perda de tração, o CG deve ficar à frente do PN, e isso faz com que, no voo novelado, o avião tenda a baixar o nariz. Para manter o voo horizontal, o estabilizador horizontal deve contrabalançar esse momento negativo de arfagem, criando um momento positivo, para baixar a cauda, por trimagem dos profundos.

Altura dos motores em relação ao eixo longitudinal do CG

- Motor(es) abaixo do CG → O incremento de tração produz um aumento do “momento de arfagem positivo” (subir o nariz).
- Motor(es) na mesma linha do CG → atitude da aeronave fica indiferente com o aumento da tração.
- Motor(es) acima do CG → O incremento de tração leva a um aumento do “momento de arfagem negativo” (baixar o nariz).



Fuselagem - a fuselagem das aeronaves são projetadas de forma a dar-lhes formas aerodinâmicas e simétricas, porém, durante o voo, sempre resulta algum momento de arfagem mesmo na condição de voo nivelado.

A fuselagem exerce sua influência negativa na estabilidade estática Longitudinal, em ângulos de ataque maiores. Quanto maior for o ângulo de ataque, maior será a tendência da aeronave, por ação da fuselagem, em levantar o nariz, gerando um efeito de “instabilidade estática”, ao produzir um momento de arfagem positivo.

Resumo:

Uma aeronave tem Estabilidade Estática Longitudinal quando:

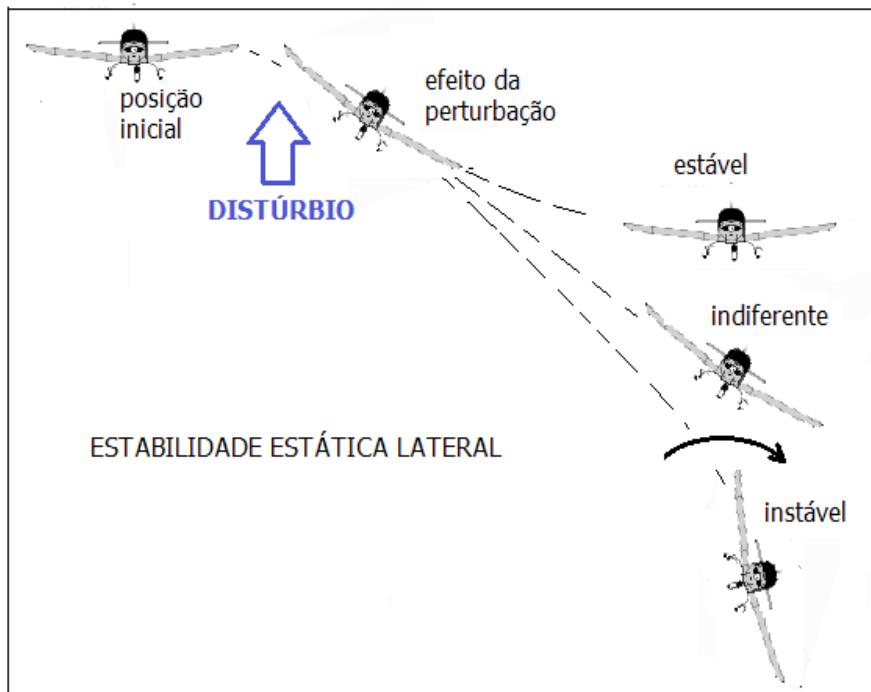
1. Ao baixar a potência o nariz irá abaixar para evitar a perda de velocidade, e ao aumentar novamente a potência, ela irá levantar o nariz para a atitude de voo

- nivelado;
2. picar o manche e soltar: a aeronave irá baixar o nariz, e ao soltar o manche, o nariz retornará para voo nivelado.

9.1.2 Estabilidade estática lateral sobre o eixo longitudinal (x) – Conceito. Efeitos do diedro, do enflechamento, da quilha, da fuselagem e da distribuição do peso

Estabilidade estática lateral (rolling)- É a estabilidade da aeronave ao redor de seu eixo longitudinal (x), relacionada ao “movimento de rolagem”. Para que uma aeronave seja lateralmente estável, é preciso que suas asas desenvolvam um momento contrário ao causado pela perturbação. Fatores que influenciam a “estabilidade estática lateral”:

- Diedro.
- Enflechamento.
- Efeito de quilha (diferença das áreas laterais anterior e posterior ao CG).
- Efeito da empennagem vertical.
- Altura das asas (efeito de fuselagem).
- Distribuição de pesos.



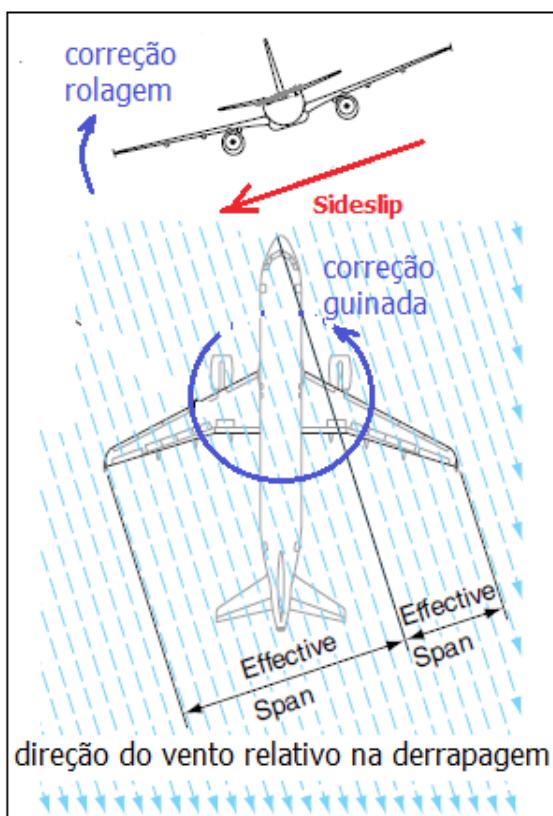
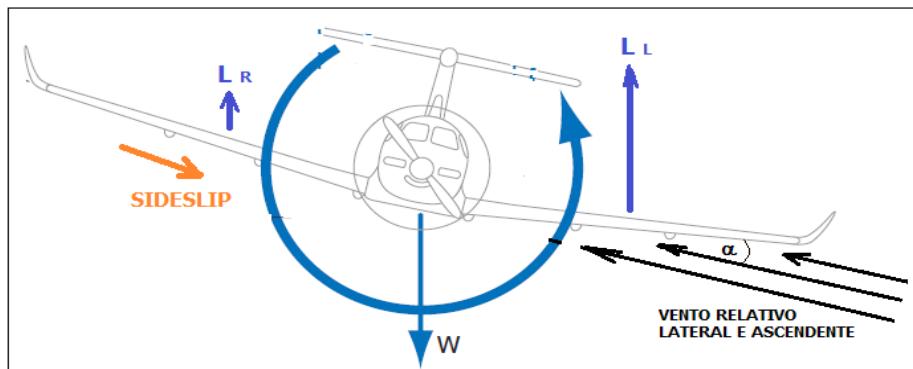
Diedro - é o ângulo formado pela inclinação da asa em relação ao plano horizontal. Diedro para cima é dito positivo e diedro para baixo é dito negativo.

Aqui temos que ver dois casos:

- aeronaves de asa baixa devem ter diedro positivo para melhor estabilidade lateral;
- aeronaves de asa alta podem ter diedro negativo, sem acarretar instabilidade lateral, pois o CG é baixo e o diedro negativo ajuda na controlabilidade.



Efeito Diedro – A aeronave de asa baixa, ao receber uma perturbação lateral em sua trajetória retilínea, ela faz o movimento de rolagem, e inicia o movimento de “glissagem e afundamento” para o lado da asa mais baixa.



Esse movimento cria um fluxo de “vento relativo lateral e ascendente”, de sentido contrário ao movimento da aeronave, e que incide na asa inferior. Pelo efeito “Diedro”, esta asa está com “ângulo de ataque lateral positivo” em relação a esse vento relativo lateral e ascendente, criando uma sustentação maior do que na asa oposta, que neste instante está com “ângulo de ataque lateral” neutro ou negativo, portanto com menos sustentação. Isto faz com que a aeronave volte a ficar lateralmente equilibrada.

Enflechamento - é o ângulo formado entre a linha do bordo de ataque e o eixo geométrico ou transversal de uma asa.

São dois tipos:

- Enflechamento positivo: Bordo de ataque direcionado para trás. Produzem estabilidade estática lateral positiva.
- Enflechamento negativo: Bordo de ataque direcionado para a frente. Produzem estabilidade estática lateral negativa.

Estudo de caso de derrapagem (skidding) – o ângulo de enflechamento da asa faz com que o vento relativo atinja as asas com diferentes ângulos em relação à linha do bordo de ataque, no caso de uma derrapagem.

Nas asas com enflechamento positivo, a asa do lado de onde vem o vento relativo (asa abaixada) é atingida perpendicularmente pelo vento relativo dando-lhe maior sustentação, enquanto que a incidência do vento relativo na asa oposta (mais elevada) ocorre lateralmente, com menor intensidade, portanto, menor sustentação. O resultado dessa diferença de sustentação é o retorno da aeronave ao ponto inicial, restabelecendo o equilíbrio lateral.

Nas asas com enflechamento negativo o efeito é invertido, proporcionando uma tendência de aumentar a instabilidade lateral da aeronave.

Efeito Quilha - é devido a ação do vento sobre as superfícies laterais da aeronave numa derrapagem.

- Área lateral maior acima do CG → Estabilidade estática lateral positiva (Asa Baixa).
- Área lateral maior abaixo do CG → Estabilidade estática lateral negativa (Asa Alta).



Empenagem vertical - O efeito da empunagem vertical é devido a ação do vento sobre as superfícies verticais da aeronave no caso de uma glissada (sideslipping):

Grandes empunagens verticais são capazes de gerar estabilidade estática lateral positiva. De certa forma, o “efeito da empunagem vertical” compõe o “efeito de quilha”.

Altura das Asas – O Posicionamento das asas em relação à fuselagem define o “efeito de fuselagem” no caso de uma derrapagem .

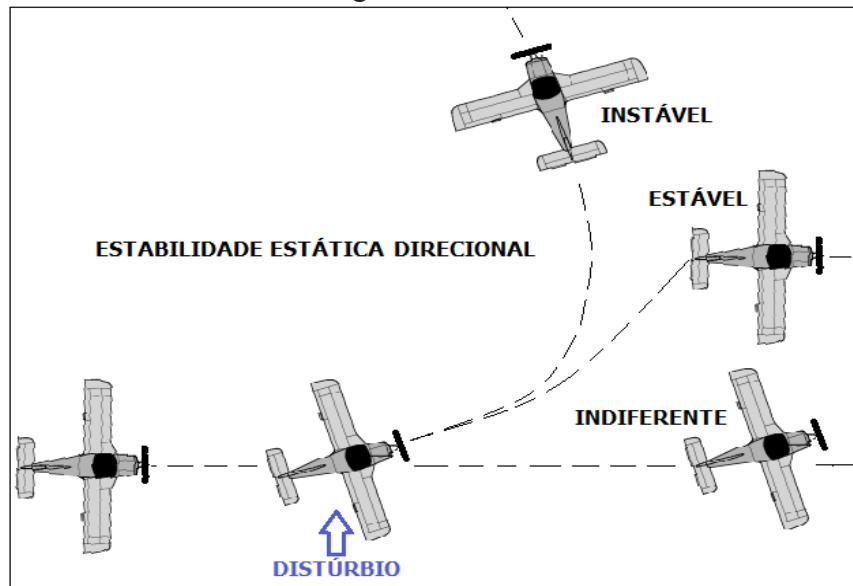
- Asa alta: Favorece a estabilidade estática lateral positiva.
- Asa baixa: Favorece a estabilidade estática lateral negativa.

Pesos - Distribuição de pesos considera a influência do peso da fuselagem na estabilidade estática lateral:

- Peso da fuselagem com asa alta: estabilidade estática lateral positiva.
- Fuselagem provoca um “efeito pêndulo”.
- Peso da fuselagem com asa baixa: estabilidade estática lateral negativa.

9.1.3 Estabilidade estática direcional sobre o eixo vertical (z) – Conceito. Efeitos de enflechamento e da quilha

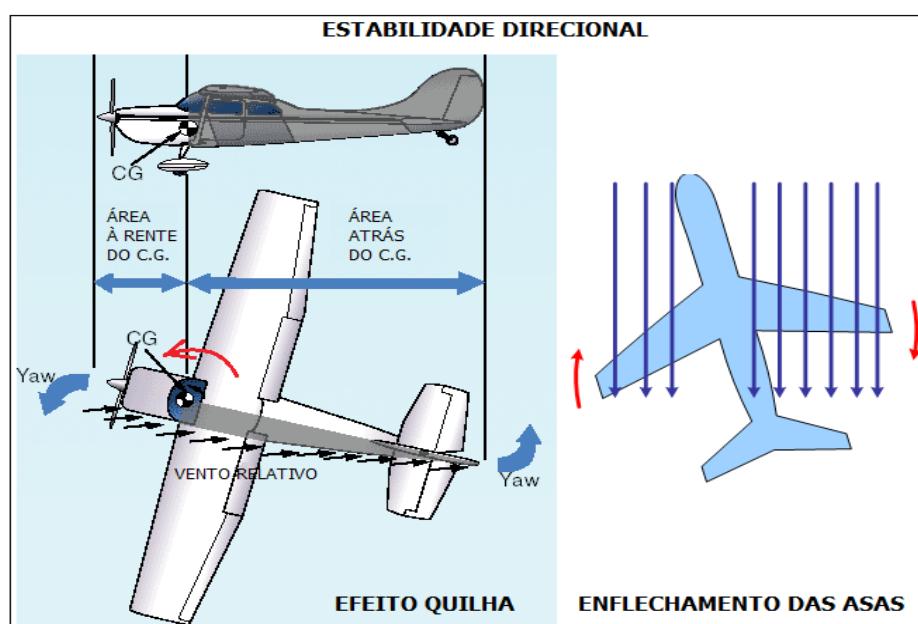
Estabilidade estática direcional (yawing ou guinagem) - é a estabilidade da aeronave ao redor de seu eixo vertical (z), relacionada ao movimento de guinada.



A estabilidade estática direcional é menos importante que a longitudinal, pois não envolve risco de danos estruturais imediatos. Simplesmente a aeronave torna-se mais incômoda de manter alinhada direcionalmente.

Estabilidade estática direcional positiva (estaticamente estável):

- É necessário que a área do estabilizador vertical, somada com a área lateral da fuselagem traseira, seja maior do que a área lateral da fuselagem que está à frente do CG.



- Área lateral atrás do CG > área lateral à frente do CG.

Caso contrário, será negativa.

- A quilha mais longa, atrás do CG, também ajuda na estabilidade direcional.

9.1.4 Comportamento do avião devido à estabilidade estática: efeitos da variação de potência e atitude de voo. Força nos controles

Nos aviões cujo estabilizador horizontal não é o tipo “T”, o vento relativo que chega no estabilizador horizontal está naturalmente direcionado para baixo por causa do efeito “downwash” provocado pelas asas.

Considerando um avião em voo reto e nivelado, se a velocidade aerodinâmica diminuir, ocorrerá uma diminuição no downwash sobre os estabilizadores horizontais, e isto vai causar o levantamento da cauda. Se juntarmos este efeito, ao peso maior do nariz da aeronave em relação ao CG, ele vai picar.

O ângulo de incidência do estabilizador horizontal já vem adequado de fábrica para permitir o voo nivelado em cruzeiro com a sua correspondente configuração de potência.

O “downwash” das asas sobre os estabilizadores horizontais pode aumentar em outras atitudes de voo, devido a:

- Vórtices produzidos pelas asas em maiores “ângulos de ataque”.
- Vórtices produzidos por maiores deflexões dos flaps.
- Maior velocidade aerodinâmica.

O aumento do “downwash” → reduz o efeito estabilizante do “estabilizador horizontal”.

Relação entre estabilidade e controlabilidade

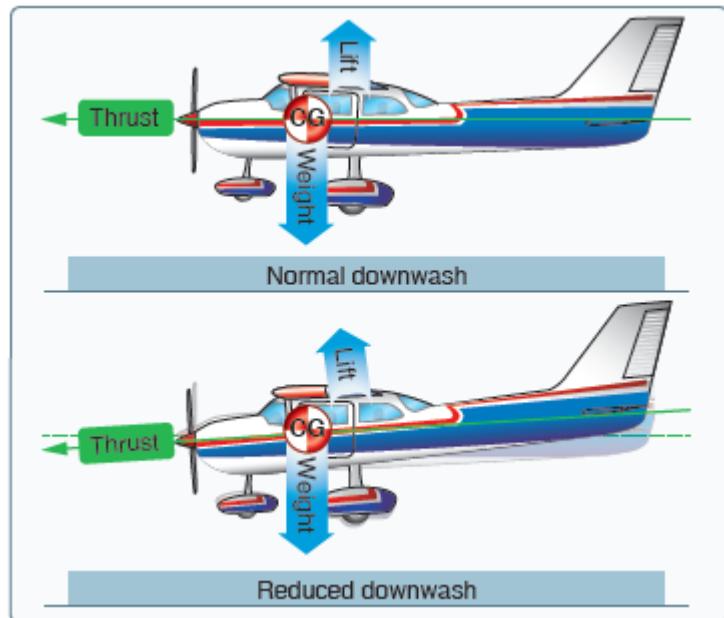
A boa controlabilidade do avião é caracterizada pela resposta ao acionamento dos controles pelo piloto. Essa resposta é percebida através de:

- Menor esforço nos comandos sem servo mecanismos.
- Rapidez na resposta.
- Faixa de atuação simétrica.

Um elevado grau de estabilidade estática aumenta a resistência às mudanças, reduzindo a controlabilidade sobre a aeronave, tornando a pilotagem mais difícil.

Aviões de transporte → maior estabilidade → menor capacidade de controle.

Aviões de caça → menor estabilidade → maior capacidade de controle.



9.2 Estabilidade Dinâmica. Conceito. Tipos: longitudinal, lateral e direcional

Somente a aeronave com estabilidade estática positiva (estaticamente estável) poderá ser Dinamicamente Estável. Além disso, poderá também ter:

- Estabilidade Dinâmica Neutra ou Indiferente (dinamicamente neutra).
- Estabilidade Dinâmica Negativa (dinamicamente instável).

ATENÇÃO:

- Aeronave com estabilidade estática neutra ou indiferente (estaticamente indiferente) somente poderá ter Estabilidade dinâmica neutra ou indiferente (dinamicamente neutra).
- Aeronave com estabilidade estática negativa (estaticamente instável) somente poderá ter Estabilidade dinâmica instável (dinamicamente instável).

Estabilidade dinâmica – é a rapidez (t) da recuperação plena do equilíbrio estático da aeronave em voo, após sofrer uma perturbação. Essa recuperação geralmente ocorre com um movimento oscilatório, cujas características são função do tempo (t).

Uma oscilação tem amplitude (deslocamento) e frequência (f).

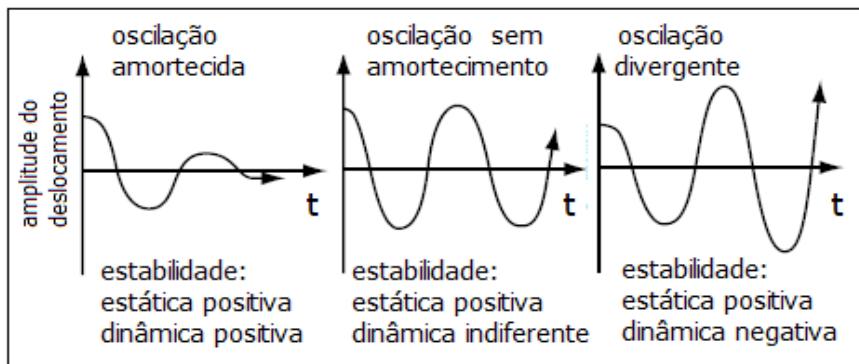
Onde $f = 1/T$. → T é o Período (duração de cada ciclo).

Quanto à amplitude, as oscilações podem ser:

- amortecidas (damped).
- não amortecidas (undamped).
- divergentes (divergent).

Quanto à duração total das oscilações (número de ciclos), elas podem ser:

- curtas (short period).
- longas (long period).



A oscilação curta e divergente é a mais perigosa, podendo causar danos estruturais à aeronave. A oscilação curta geralmente atua sobre uma superfície de controle em alta frequência, tal que o avião não tem tempo para reagir.

A estabilidade dinâmica é requisito para os três eixos de manobras da aeronave:

- Longitudinal (pitching).
- lateral (rolling).

- vertical (yawing).

9.2.1 Estabilidade Dinâmica longitudinal. Conceito. Fatores que ocasionam suas variações

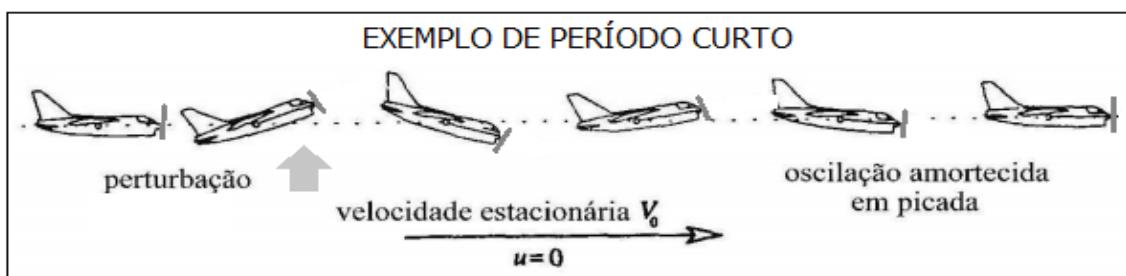
Variações na estabilidade de uma aeronave são iniciadas por uma perturbação, que pode ser provocada por comandos de controle, pelo piloto (por exemplo: alteração da configuração de voo da aeronave), ou por ocorrências atmosféricas externas.

Os dois modos característicos de estabilidade longitudinal dinâmica são:

- Modo de Período curto “Short Period”.
- Modo Fugóide “Phugoid”

O modo de período curto - é tipicamente uma oscilação amortecida de picada em torno do eixo lateral (y). Assim, sempre que a aeronave sofre uma perturbação a partir do seu estado de equilíbrio, o modo é excitado, manifestando-se como uma oscilação de segunda ordem clássica.

De uma maneira geral, a frequência natural do modo de período curto está entre 1 rad/s e 10 rad/s, enquanto o amortecimento, apesar de estabilizador, apresenta um amortecimento mais baixo do que o desejável.

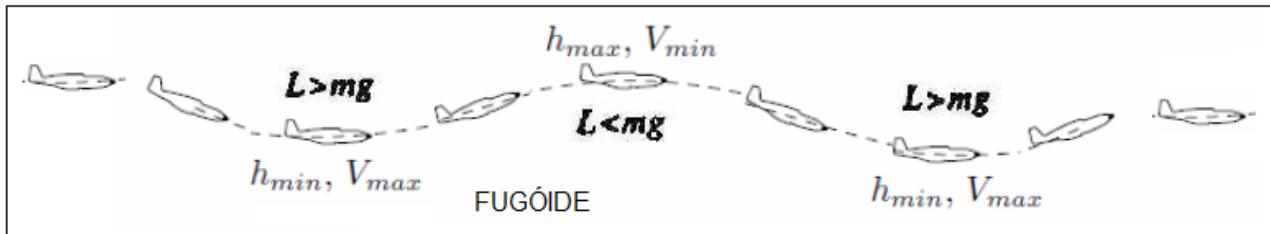


Uma característica importante deste modo de oscilação é o fato da velocidade da aeronave permanecer constante durante a perturbação. De fato, uma vez que o período do modo é curto, os efeitos da inércia asseguram que a resposta em termos de velocidade é desprezível dentro da escala temporal do modo.

O modo fugóide – geralmente é uma oscilação de baixa frequência, ligeiramente amortecida na velocidade (v), acoplada com a atitude de arfagem, onde teremos a altura (h) numa trajetória senoidal.

Uma das características fundamentais deste modo é que o ângulo de ataque permanece aproximadamente constante durante a perturbação.

9.2.2 Estabilidade lateral. Conceito. Efeitos em relação às dimensões de envergadura das asas

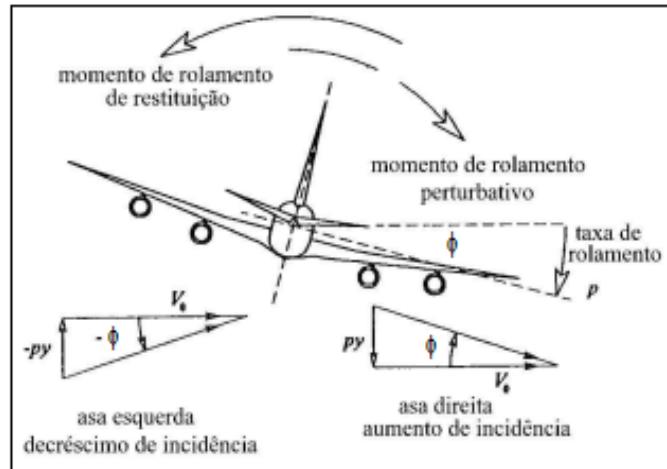


Créditos para: Prof. MSc. Luiz Eduardo Miranda J. Rodrigues (Inst. Federal de educação ciência e tecnologia-Sp.)

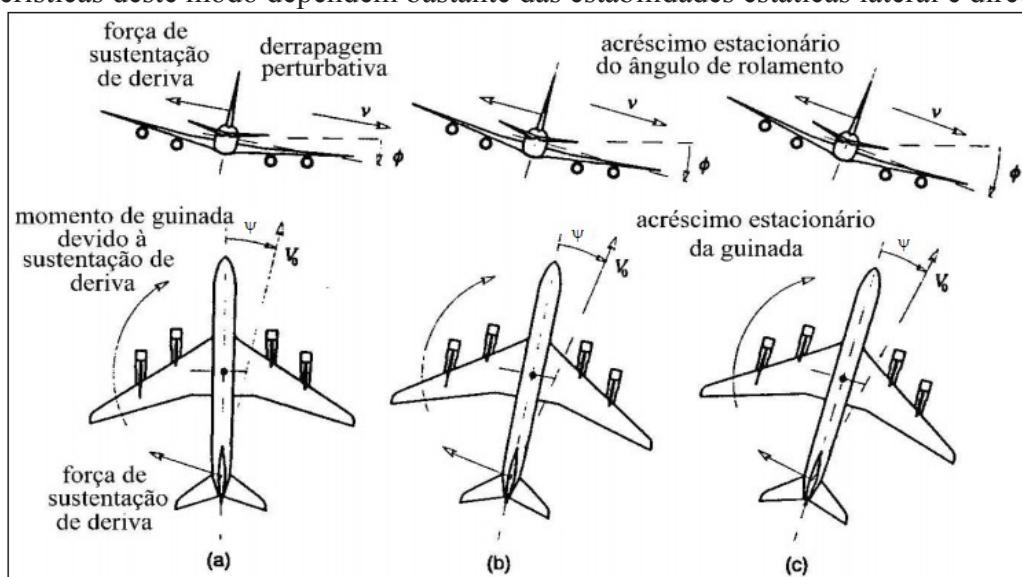
São três modos de estabilidade dinâmica lateral:

- modo de rolamento.
- modo espiral.
- modo “dutch roll”.

O modo de rolamento - é um movimento lateral de caráter não oscilatório, sendo geralmente desacoplado dos modos “dutch roll” e espiral. Este modo manifesta-se de forma exponencial, segundo um movimento de rolamento.



O modo espiral - é também não oscilatório e quando excitada, a dinâmica do modo é usualmente lenta, e desenvolve-se com um movimento inicial de derrapagem, seguido de uma guinada. Simultaneamente, o efeito de diedro da asa gera um momento de rolagem negativo devido a derrapagem, que tenta restituir o ângulo de inclinação das asas ao seu valor inicial. As características deste modo dependem bastante das estabilidades estáticas lateral e direcional.

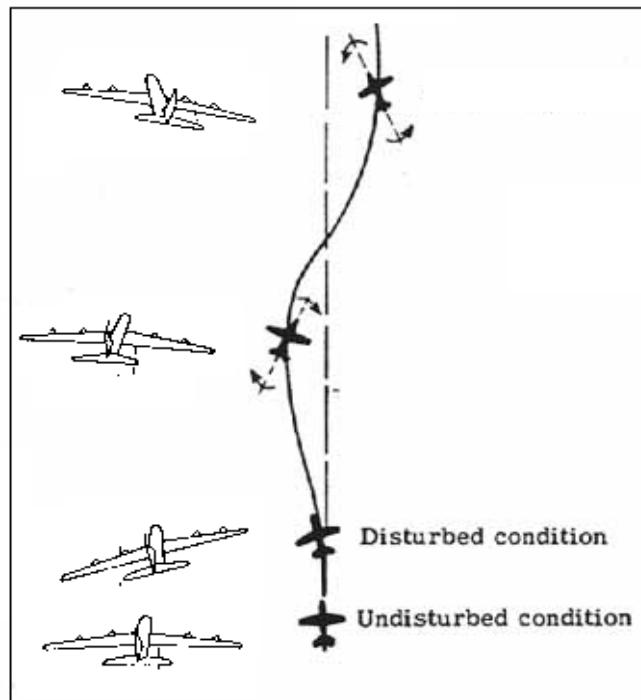


O modo “dutch roll” - é uma oscilação clássica amortecida de guinada, acoplado com o movimento de rolagem no sentido contrário, e em menor escala, com derrapagem, pelo que consiste numa interação complexa entre os três graus de liberdade laterais direcionais.

O “dutch roll” é naturalmente amortecido na maioria das aeronaves, embora possa ocorrer degradação do amortecimento em condições de velocidade mais alta e em maior altitude.

Aeronaves com pouca estabilidade direcional são propensas ao “dutch roll”. Aeronaves com asas enflechadas têm tendência ao “dutch roll” devido ao acoplamento dos movimentos.

Uma forma de atenuar o problema do “dutch roll” é utilizar “yaw damper” (amortecedor de guinada), que são dispositivos eletromecânicos ativados por sensores inerciais de razão de guinada. Detectada a guinada, os sensores enviam um sinal para atuadores do leme direcional, que trabalha para amortecer o movimento.



Efeitos em relação às dimensões de envergadura das asas - O alongamento da asa afeta a estabilidade lateral da aeronave. A maior distância entre os ailerons e a fuselagem, e a maior inércia da estrutura fazem com que o comando de rolagem seja mais lento.

Em aeronaves comerciais, nas quais o conforto dos passageiros é prioritário, asas de maior alongamento são desejáveis. Já em aeronaves militares e de acrobacia, que precisam fazer movimentos rápidos, geralmente usam-se asas com pouco alongamento.

9.2.3 Estabilidade direcional. Conceito. Efeitos em relação às dimensões do plano de deriva e do leme

Divergência direcional - é a tendência de uma aeronave não se alinhar com o “vento relativo” sob uma derrapagem, podendo gerar grandes esforços aerodinâmicos e consequente falha estrutural. Esta tendência pode ser eliminada com o aumento da estabilidade estática direcional positiva. Os dois casos desse tipo ocorrem associados com a estabilidade lateral: modo espiral e dutch roll, já vistos no item 9.2.2.2.

Efeitos em relação às dimensões do plano de deriva e do leme - a tendência de “dutch roll” pode ser reduzida com:

- Aumento do estabilizador vertical - aumento da “estabilidade estática direcional positiva” (desvantagem de aumentar o peso da aeronave);
- Aletas ventrais na cauda (desvantagem de aumentar o peso da aeronave);
- Yaw damper (amortecedor de guinada) - dispositivo giroscópico sensível às mudanças do ângulo de guinada. Atua sobre o leme de direção, amortecendo a guinada.

10 Cálculo de peso e balanceamento para o planejamento de voo

O controle do peso e balanceamento da aeronave visa a segurança e a melhor eficiência durante o voo. Um carregamento inadequado afeta:

- Teto.
- Manobrabilidade.
- Razão de subida.
- Velocidade.
- Consumo de combustível.

“Excesso de peso reduz a eficiência de uma aeronave e a margem de segurança disponível em caso de uma condição de emergência que possa surgir durante o voo”.

O dimensionamento estrutural de uma aeronave é definido a partir dos parâmetros abaixo:

- Fator de Carga.
- Velocidade Máxima.
- Velocidade Mínima.
- Pesos Máximos.

Definições:

Datum (estaçao STA) ou Plano de referência - é um plano vertical imaginário, perpendicular ao eixo longitudinal do CG, a partir do qual são tomadas todas as medidas horizontalmente para fins de balanceamento, previsto para uma aeronave em atitude de voo nivelado.

Braço - é a distância entre o Centro de Gravidade de um objeto qualquer na aeronave e o plano de referência (Datum).

É medido em polegadas (inchs) e os valores com sinal positivo indicam uma posição “para trás do plano de referência”, e com sinal negativo indica uma posição “adiante do plano de referência”.

Peso estático (load) - no processo de balanceamento de uma aeronave, a palavra “peso” vai significar carga, por isso é dado em unidades de massa inercial, ou em Libras (f) (pound) ou em Quilograma (Kg).

$$1 \text{ f} = 0,4536 \text{ Kg.}$$

Carga e descarga - a retirada de carga de dentro de uma aeronave é considerada carga negativa, e a adição é carga positiva.

Momento - é o produto do braço (distância) pela massa inercial da carga. Geralmente é dado em Libras por polegadas (f / inchs) ou Quilograma por milímetro (Kg / mm).

Centro de gravidade do peso vazio - abreviado por CGPV, é o CG de uma aeronave em sua condição de peso sem tripulantes, sem carga, sem combustível e sem passageiros. Ele é parte essencial do registro de peso e balanceamento da aeronave.

Passeio do CG - O passeio do CG operacional é a distância compreendida entre os limites dianteiro

e traseiro do CG. É indicado na Especificação da Aeronave ou nas Folhas de Dados de Certificação de Tipo. Sua referência é o *Datum*.

DEFINIÇÕES DOS PESOS DE UMA AERONAVE - O desempenho operacional de uma aeronave, com segurança e economia, está ligado diretamente aos pesos que nortearam o seu projeto. São duas categorias: estruturais e operacionais.

PESOS ESTRUTURAIS :

O peso bruto máximo (maximum gross weight -MGW) - é determinado considerando a resistência estrutural da aeronave e a classificação “G” da sua categoria.

- Peso máximo estrutural de pouso – PMEP (maximum landing gross weight – MLGW).
- Peso máximo zero combustível – PMZC (maximum zero fuel weight – MZFW).
- Peso máximo de táxi – PMT (maximum taxi weight – MTW).
- Peso máximo de decolagem – PMED (maximum take off gross weight – MTOGW).

O único que necessita definição é:

PMZC – Peso máximo de uma aeronave totalmente carregada, faltando apenas o combustível nas asas. O abastecimento de combustível reduz a flexão das asas.

PESOS OPERACIONAIS:

Peso Básico (PB) (empty weight EW) – é a aeronave vazia, incluindo fluido hidráulico, óleo lubrificante, combustível não drenável, poltronas na versão passageiros e os equipamentos fixos. É determinado na homologação da aeronave, juntamente com o seu CG.

Peso Básico Operacional (PBO) (basic operational weight - BOW ou dry operational weight – DOW)

$$\text{PBO} = \text{PB} + \text{tripulação com bagagens} + \text{Copa (refeições, bebidas e outros consumíveis)}$$

Peso Zero Combustível – PAZC (actual zero fuel weight – AZFW)

$$\text{PAZC} = \text{PBO} + \text{Carga paga}$$

Peso Operacional (PO)

$$\text{PO} = \text{PBO} + \text{Combustível de decolagem}$$

Peso de Decolagem – PAD (take off weight – TOW)

$$\text{PAD} = \text{PO} + \text{Carga paga.}$$

Peso de Pouso – PAP (landing weight – LW)

$$\text{PAP} = \text{PAD} - \text{Combustível consumido na etapa do voo (trip fuel)}$$

Peso Máximo de Pouso – PMP (maximum landing weight – MLW):

É o peso máximo de acordo com as condições da pista e meteorológicas do aeroporto de destino. Não pode ser maior do que o PMEP – Peso máximo estrutural de pouso.

Combustível de Decolagem (take off fuel) – Combustível nos tanques quando o avião está na

cabeceira da pista, pronto para decolar.

Combustível para Taxi (taxi fuel) – Combustível previsto para o taxiamento.

Abastecimento de Combustível (block fuel / total fuel) – É o peso total do combustível nos tanques do avião – ANTES DA PARTIDA DOS MOTORES.

Combustível Reserva / Combustível Sobre o Destino (reserve fuel / fuel over destination) – É a margem de segurança além daquele previsto para o voo. Se não ocorrer nenhum previsto, o avião aterrará com este combustível.

Combustível para a Etapa (trip fuel) – É o peso estimado do combustível a ser consumido na viagem, da decolagem ao pouso, SEM MARGEM DE SEGURANÇA.

10.1 Pesos máximos de decolagem

Peso Máximo de Decolagem – PMD (Maximum Take-Off Weight, MTOW) - é o peso máximo com o qual uma aeronave pode decolar com segurança. Fatores devem ser considerados para achar o peso máximo de decolagem:

- Design da aeronave (dado no manual).
- Tipo e potência dos motores.
- comprimento da pista.
- altitude densidade.
- gradiente de subida (climb limit).
- obstáculos próximos à pista (obstacle limit).
- velocidade máxima dos pneus (tire limit).
- Capacidade do freio (brake limit).
- Condições da pista (neve, chuva, detritos).

10.2 Posição relativa do centro de gravidade (CG); limites do CG de um avião

Este tópico diz respeito ao avião em voo, portanto trata da relação do CG com o Ponto Neutro (PN), que já vimos anteriormente, é a sustentação resultante das asas e do estabilizador horizontal.

O carregamento da aeronave em solo, de acordo com o Datum, objetiva ter o CG preferencialmente à frente do PN, pois numa perda de motor, o nariz abaixa, evitando a perda de velocidade e consequente entrada em estol.

Fazendo uma analogia com um cabide para pendurar roupa, a aeronave em voo é o próprio cabide, o Ponto Neutro é a “alça”, e o carregamento da aeronave é a roupa, que em solo foi colocada de forma que fique “pendendo” um pouco à frente.

10.3 Importância do CG na estabilidade da aeronave, especialmente nas operações de decolagem e pouso

O peso e balanceamento são fatores determinantes para a operação da aeronave.

Isso afetará a manobrabilidade e controlabilidade, pois o CG fora da região do passeio, provocará

grande dificuldade para voar, assim como grande probabilidade de acidente. Haverá drástica redução na capacidade da aeronave para realizar manobras, comprometerá sua razão de subida, a velocidade e, consequentemente, o consumo de combustível.

Passeio do CG - Item fundamental para garantir estabilidade e o controle da Arfagem. Consta no Manual da Aeronave, e indica a variação aceitável do CG em relação ao Datum. Quanto mais adiantado o CG, mais pesado fica o comando de arfagem.

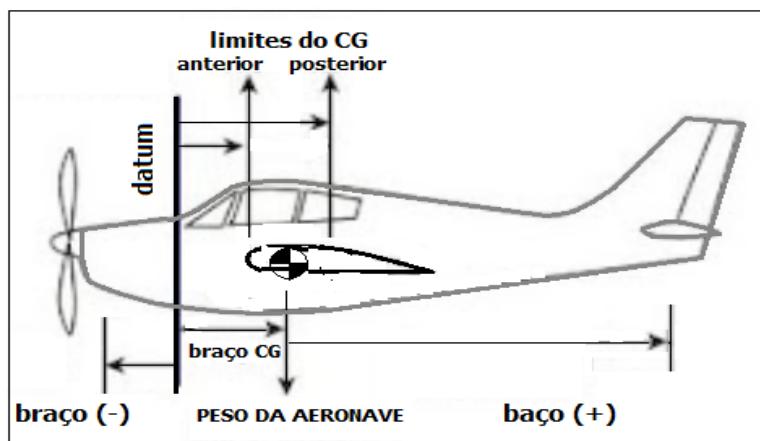
CG à frente - o que determina o máximo deslocamento do CG à frente, é a capacidade de arredondar a aeronave durante o pouso (flare), sem perder a autonomia do profundo (melhora da estabilidade longitudinal).

Se a aeronave for carregada com o nariz extremamente pesado (CG muito à frente), forças extremas serão impostas aos profundos para erguer o nariz da aeronave, isto aumentará o arrasto, e consequentemente, será necessário elevar a potência do motor, para manter a velocidade, aumentando o consumo de combustível.

CG muito recuado – se a aeronave entrar em estol, pode não haver autoridade do estabilizador para forçar o nariz para baixo para a recuperação do voo normal. Instabilidade longitudinal e baixa sustentação.

Outra consequência é um manche leve demais. Isso pode facilitar a tendência à oscilação longitudinal divergente, induzida pelo próprio piloto, se ele tentar corrigir uma cabrada ou picada momentânea e acabar entrando em fase com as oscilações de arfagem. Chamamos esse fenômeno de PIO (Pilot Induced Oscillation), condição crítica que já provocou muitos acidentes graves.

A extensão do “passeio do CG” é o que determina, também, a flexibilidade no carregamento da aeronave.



Determinação do peso embarcado e centro de gravidade longitudinal - o método envolve a aplicação de funções matemáticas básicas, conforme exemplo.

Tabela de Pesos :

aviação geral: tripulação e passageiros

170 £ cada

Gasolina	6 £ / gal EUA
Óleo	7,5 £ / gal EUA
Água	8,35 £ / gal EUA

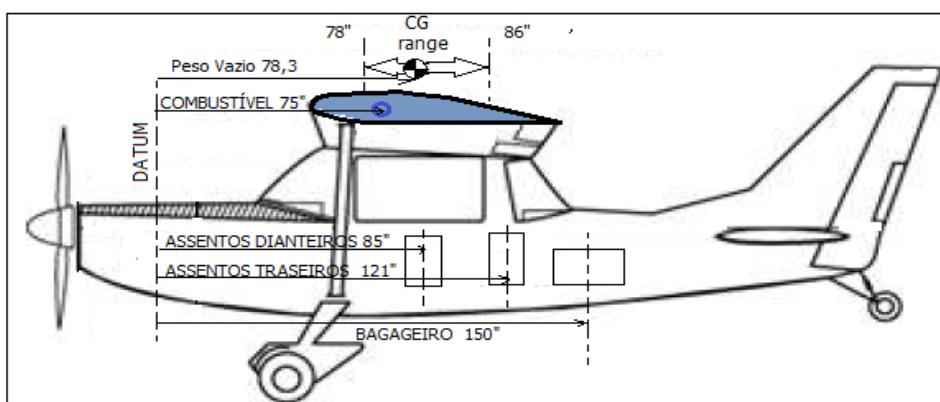
Exemplo:

Passo 1- Listar o peso da aeronave, os ocupantes, combustível e bagagem.

Passo 2- Digite o momento para cada item listado.

Passo 3- Total do peso e momentos.

Passo 4- Para determinar o CG, dividir os momentos pelo peso.

**dados:**

Peso bruto máximo (MGW)	3.400 £
Centro de gravidade Faixa de	78" a 86"
Ocupantes dos bancos da frente	340 £
Ocupantes dos bancos traseiros	350 £
Combustível	75 gl
Bagageiro	1 £ 80

DESCRÍÇÃO	PESO (£)	BRAÇO (pol)	MOMENTO (£ /pol)
Peso Vazio	2.110,00	78,30	165.210,00
Ocupantes dos assentos frontais	340,00	85,00	28.900,00
Ocupantes dos assentos traseiros	350,00	121,00	42.350,00
Combustível	450,00	75,00	33.750,00
Bagagens	80,00	150,00	12.000,00
Somas	3.330,00		282.210,00

$$\text{braço do CG} = \Sigma \text{ momentos} / \Sigma \text{ pesos}$$

$$\text{braço do CG} = 282.210 / 3.330 \rightarrow \text{braço do CG} = 84,74 "$$

Conclusão:

- A soma dos pesos não ultrapassou o valor do Peso Bruto Máximo (MGW) de 3.400 £.

- O valor do CG encontrado ficou dentro da faixa nominal de 78" a 86".

Portanto, o Carregamento da aeronave está dentro do padrão indicado pelo fabricante.

Revisado em 19/04/2018.