

Piloto Privado

Teoria de Voo

Instrutora

Karen Fagundes Kaefer



MATEMÁTICA

PROPORCIONALIDADES

Diretamente proporcional: Dois elementos são diretamente proporcionais quando um deles aumenta X vezes, e o outro aumentam as mesmas X vezes. Esta propriedade é muito importante para deduções de fórmulas. Em uma conta matemática verifica-se a proporcionalidade de forma direta quando os elementos estão em lados opostos da conta, porém ambos em cima, ou ambos em baixo, por exemplo:

$$A = \frac{B}{C}$$

Mantendo C constante, A e B se relacionam de forma diretamente proporcional, o que significa dizer que para manter a igualdade quando A for multiplicado por 2, B automaticamente deverá ser multiplicado por dois – como ambos sofrem a mesma ação (ser multiplicado por dois) então considera-se A diretamente proporcional a B e vice-versa.

Inversamente proporcional: Dois elementos são inversamente proporcionais quando um deles aumenta X vezes e o outro diminui as mesmas X vezes. Em uma conta matemática verifica-se esta situação quando os elementos estão em lados opostos, um em cima e outro em baixo, por exemplo:

$$A = \frac{B}{C}$$

Mantendo agora B constante, pode-se dizer que A e C são inversamente proporcionais, pois quando A for multiplicado por dois, C deverá ser dividido por dois, a fim de manter a igualdade da expressão matemática. Quando as ações que os elementos são contrárias (um deles multiplica e outro divide) consideram-se inversamente proporcionais.

FÍSICA BÁSICA

1ª LEI DE NEWTON

A primeira Lei diz que todo corpo que está em repouso assim permanecerá e todo corpo que está em movimento tende a adquirir um movimento retilíneo uniforme. Estas duas condições são, portanto, condições de equilíbrio. Na primeira existe o equilíbrio estático porque o corpo está em repouso e no segundo existe o equilíbrio dinâmico porque o corpo está em movimento, porém sem nenhuma aceleração – ele adquire um movimento retilíneo uniforme onde se desloca sempre com a mesma velocidade. Estas duas leis desconsideram a resistência ao avanço.

$$Fr = M \times A$$

$$Fr = 0$$

$$A = 0$$

EQUILÍBRIO

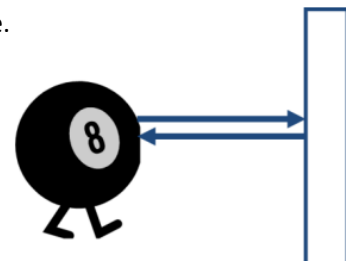
SEGUNDA LEI DE NEWTON

A segunda Lei diz que o somatório de forças que um corpo está sujeito é igual a massa que este corpo possui multiplicado pela aceleração a que ele está submetida. Desta formula podem ser feitas deduções de proporcionalidade tais como: quando a aceleração aumenta a força aumenta na mesma proporção, se mantivermos a massa do corpo constante. Se a massa do corpo aumentar, a aceleração será a mesma quantidade de vezes, porém menor – e assim sucessivamente.

$$M = \frac{Fr}{A}$$

$$Fr = M \times A$$

Terceira Lei de Newton A terceira Lei diz que toda ação repercute em uma reação de igual intensidade, direção, porém sentido oposto. É importante lembrar que as forças são aplicadas em corpos diferentes, afinal caso fossem aplicadas no mesmo corpo elas se anulariam e não existiria força resultante.





VELOCIDADE

É a distância percorrida em uma determinada unidade de tempo. As unidades mais utilizadas de velocidade são:

Km/h – quilometro por hora

Mph – milha por hora (1,609km/h)

Kt – nó ou knot (1,852km/h)

ACELERAÇÃO

É a variação da velocidade por unidade de tempo. CUIDADO para não confundir com velocidade.

Variação da velocidade

Variação do tempo

MASSA

É a quantidade de matéria contida em um corpo. A quantidade de átomos que existe em um determinado corpo. É, portanto, invariável – independe da gravidade. Se pegarmos um pacote de biscoitos e levarmos para a lua, onde a gravidade é outra, a massa do pacote de biscoitos permanecerá a mesma. As unidades mais utilizadas são:

Kg- kilograma

Lb – libra

FORÇA

É tudo aquilo capaz de quebrar o equilíbrio de um corpo, esteja ele parado ou em movimento (equilíbrio estático ou dinâmico). Quando uma força é aplicada o equilíbrio será alterado gerando uma modificação de direção, sentido e/ou velocidade neste corpo.

PESO

É a força da gravidade agindo sobre uma determinada massa. O peso, ao contrário da massa, é variável, porque depende diretamente da gravidade a qual está submetida. Se levarmos um pacote de biscoitos para a lua ele terá um peso diferente, ainda que possua a mesma massa.

$$P = M \times G$$

Peso é igual a massa multiplicada pela força da gravidade.

TRABALHO

Esta unidade é o produto (multiplicação) da força pelo deslocamento. Logo se não houver deslocamento, mesmo que haja força, não haverá trabalho.

ao ter percorrido a totalidade dos 20m o trabalho desenvolvido será de 8000kgf.m



POTÊNCIA – A potência é o trabalho produzido por unidade de tempo. Em outros termos, pode-se dizer também que potência é força multiplicado pela velocidade, como exemplifica a fórmula abaixo:

$$P = \frac{\text{Trabalho}}{\text{Tempo}} = \frac{\text{Força} \times \text{Deslocamento}}{\text{Tempo}}$$

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

As unidades mais usuais são: HP = 76kg/s

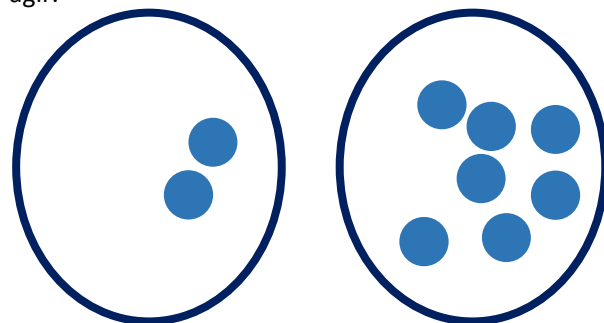
* Um cavalo robusto puxando um objeto com uma força de 76 kgf na velocidade de 1 m/s *

INÉRCIA

É a tendência do corpo de permanecer no estado em que se encontra. Pode ser associado também a dificuldade de movimentar ou parar um objeto que se desloca ou esta parado respectivamente. A inercia será tanto maior, quanto maior a velocidade e a massa do corpo.

DENSIDADE

É a massa que existe em um determinado volume. Existe uma relação muito importante com a pressão atmosférica de que quando a densidade das partículas aumenta a pressão também aumentará, uma vez que existem mais partículas para a pressão atmosférica atuar e quando a densidade do ar diminui, a pressão também diminuirá, uma vez que existem menos partículas para a força da gravidade agir.





PRESSÃO

É a força por unidade de área.

MOMENTO OU TORQUE

Tudo aquilo que pode causar rotação.

ENERGIA

Capacidade de um corpo de realizar trabalho.

Energia Cinética – É a energia associada ao movimento de um corpo. Quanto maior for a velocidade de um corpo, maior será a energia cinética contida nele.

Energia Potencial Gravitacional – É a energia associada à altura. Quanto mais alto um corpo estiver em relação a outro referencial, maior será a sua energia potencial.

Energia Térmica – É associado a reações químicas que ocorrem com um determinado corpo. Geralmente associado a ganhar ou perder calor.

Energia de Pressão – É a energia que fica acumulada em um determinado no interior de um determinado corpo. Um botijão de gás, por exemplo, contém energia de pressão no seu interior.

Princípio da Conservação da Energia

A energia nunca é perdida ou destruída, ela sempre se transforma em outro tipo de energia. Quando uma aeronave freia, por exemplo, ela está transformando energia cinética (do movimento) em térmica (calor criado pelo atrito dos mecanismos internos do freio) e assim é possível diminuir a velocidade após o pouso. Quando uma bolinha cai de uma ladeira, ela está transformando energia potência (altura) em energia cinética (movimento), parte poderá ser transformada em energia térmica também, se considerarmos o atrito do corpo com as partículas de ar.

MECÂNICA CLÁSSICA

A mecânica classe subdivide as grandes em escalares e vetoriais.

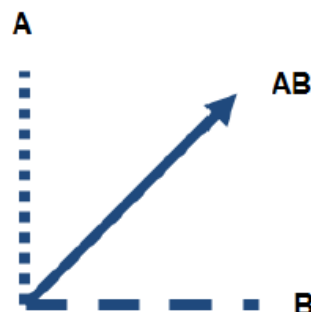
Grandezas escalares: são valores absolutos e únicos.

Grandezas Vetoriais: são valores que para serem completamente compreendidos devem possuir intensidade, direção e sentido (orientação).

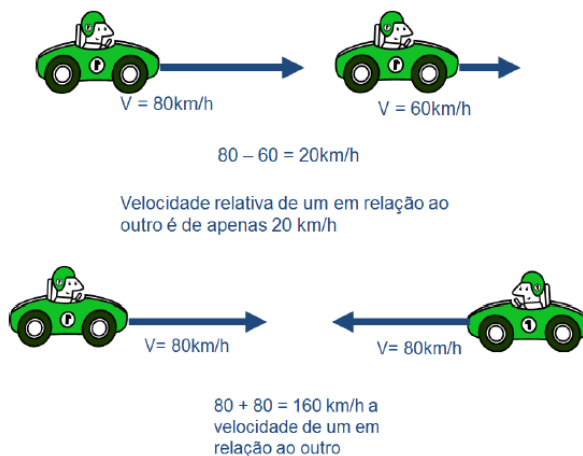
Composição de Vetores: É um método para determinar a resultante de vários vetores que interagem entre si, gerando um único.

Neste método sabe-se as origens dos vetores e quer se descobrir a resultante, conforme exemplifica o desenho abaixo:

Decomposição de Vetores: Método para determinar as componentes de um dado vetor sabendo unicamente o vetor resultante. Neste caso, ao contrário da composição de vetores, tem que um único vetor e quer se descobrir as outras componentes.



Velocidade relativa: É a velocidade de um corpo em relação a outro corpo. Vetores com o mesmo sentido devem ser subtraídos e vetores em sentidos opostos devem ser somados.



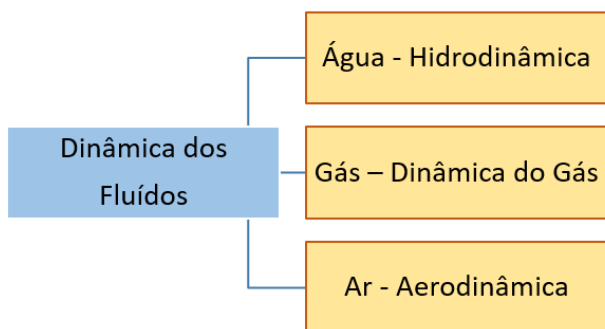


FLUÍDOS E ATMOSFERA

Propriedades do ar

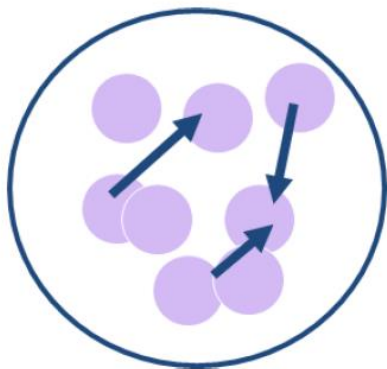
Temperatura, pressão e densidade são as três principais propriedades do ar.

Fluído: É todo corpo que não possui uma forma definida (líquidos ou gases)



TEMPERATURA

Temperatura é a energia cinética das partículas da matéria.



Quanto maior for a energia cinética, maior será a quantidade de colisões entre as partículas – o que ocasionará atrito e consequentemente, calor.

A temperatura é medida em termômetros graduados em Celsius ou Fahrenheit.

Celsius:

0° C – temperatura de congelamento da água

100°C – temperatura de fervura da água

Fahrenheit:

32°F – temperatura de congelamento da água

212°F – temperatura de fervura da água

Conforme foram sendo realizadas pesquisas, descobriu-se que a menor temperatura possível na natureza é de -273 °C ou -460 °F – denominou-se, portanto, este valor como Zero verdadeiro ou Zero

Absoluto das escalas termométricas. Alterando a posição do zero nas escalas, originaram a partir dessas duas primeiras, outras duas escalas denominadas escalas absolutas:

Celsius → Kelvin

Fahrenheit → Rankine

DENSIDADE

O conceito de densidade é massa por unidade de volume.

A densidade varia de forma inversa a temperatura, direta a pressão e inversa ao aumento de altitude.

PRESSÃO

$$P = \frac{F}{A}$$

Moléculas de ar exercem pressão sobre a superfície e sempre de forma perpendicular a esta., logo poderão ser utilizadas técnicas para a decomposição dos vetores de pressão com o objetivo de amenizar a magnitude desta.

A pressão é sempre maior nas partes inferiores, uma vez que em uma parte inferior existe uma coluna de fluido maior sendo suportada.

LEI DOS GASES

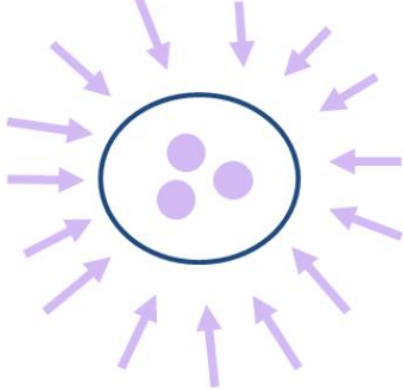
As propriedades do ar são muito suscetíveis a mudanças, elas variam com a modificação de temperatura, pressão e altitude. Para se analisar as mudanças com a alteração de um fator externo deve-se considerar um sistema fechado, ainda que a atmosfera seja um sistema aberto – caso contrário, seria impossível fazer uma análise, visto que os elementos poderiam ou não interagir em um sistema aberto. E além de um sistema fechado, deve-se considerar este sistema com volume variável, ou seja, que expande e comprime de acordo com as alterações externas que forem realizadas. Analisando a atmosfera como um sistema fechado com volume variável é possível fazer todas as relações.

Outra consideração deve ser feita em relação a estas análises: deve-se definir se o sistema analisado está em um determinado nível e as alterações acontecem nele ou se está analisando com a variação de altitude – isto é importante, porque se a altitude for alterado, os parâmetros não terão a mesma relação uma vez que a temperatura, pressão e densidade diminuam com o aumento da altitude.



AUMENTANDO A PRESSÃO DE UM GÁS:

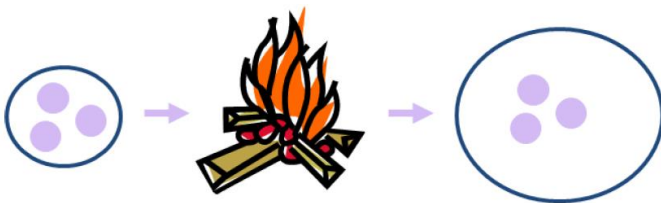
É importante salientar que o fator externo é o aumento de pressão, logo esta se “apertando” o sistema e reduzindo, portanto, o seu volume – o que ocasiona o aumento da densidade, e como as partículas ficarão mais próximas a probabilidade de colisão será maior e por isso, aumentando-se a pressão de um gás o sistema tem o a sua temperatura aumentada.



Com o aumento da pressão, haverá aumento da temperatura e aumento da densidade.

AUMENTANDO A TEMPERATURA DE UM GÁS:

Quando se aumenta a temperatura de um sistema fechado com volume variável, o volume expande e por isso a densidade diminui. A pressão diminui porque o volume foi aumentado, assim as partículas conseguem se redistribuir melhor, o que diminui a pressão. O aspecto da diminuição da pressão também pode ser entendido através da fórmula da pressão $P=F/A$ – uma vez que o volume é uma espécie de área – pode-se relacionar que o aumento do volume (área) haverá diminuição na pressão.



Com o aumento da temperatura, a densidade diminui e a pressão também diminui.

ATMOSFERA

É composta por 21% Oxigênio, 78% Nitrogênio, 1% outros Gases, sendo que pode conter ainda outras substâncias como poeira e poluentes.

PRESSÃO ATMOSFÉRICA

É a pressão que o ar exerce sobre todas as coisas que estão dentro da atmosfera, quanto mais próximo do nível médio do mar, maior é esta pressão.

Variação dos Parâmetros da Atmosfera :

Pressão, Densidade e Temperatura

Todos diminuem com o aumento da altitude

A densidade depende ainda da umidade do ar (mudança do percentual da composição, mudança dos pesos atômicos), sendo que o ar mais seco é mais denso e o ar mais úmido é menos denso.

Atmosfera Real:

É dinâmica, pois as variáveis (pressão, temperatura e densidade) dependem de outras variáveis (altitude, longitude, hora do dia, estação, umidade, centros de pressão...) Existe, portanto, a necessidade de se estabelecer uma “média” dos comportamentos da atmosfera para que a performance do avião possa ser prevista e calculada.

Atmosfera padrão:

Estabelece padrões de comportamento para a atmosfera mais parecidos possíveis com a realidade. Desta forma, o desempenho da aeronave pode ser previsto, cálculos possam ser realizados e comparações podem ser estabelecidas.

ATMOSFERA PADRÃO

ISA (ICAO STANDARD ATMOSPHERE)

Foi definida pela OACI e possui os seguintes valores:

Pressão: 1013,25 Hpa (760 mmHg)

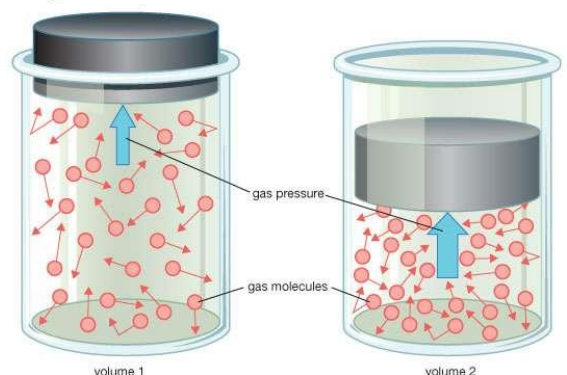
Densidade: 1,225 kg/m³

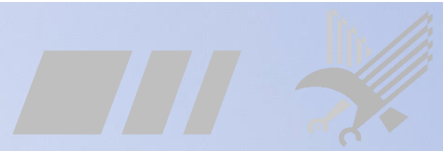
Temperatura: 15°C

Gás Perfeito:

Considerado ainda em repouso, sem poeira, sem vapor d’água e sem umidade (SECO)

Ideal gas law





O ALTÍMETRO:

Princípio de funcionamento dos altímetros é a pressão atmosférica, uma vez que esta sempre diminui com o aumento da altitude. O altímetro aproveita esta propriedade para medir a altitude, transformando a diminuição da pressão em aumento da altitude através de engrenagens calibradas.

O altímetro é, portanto, um manômetro (medidor de pressão) adaptado para indicar a altitude para o piloto. Utiliza a Pressão Estática do ar para computar seus dados.

Atmosfera real, entretanto, apresenta erros altimétricos. Para amenizar estes erros foram criados os diferentes ajustes de altímetro. Aeronaves que voem baixo em uma determinada região deverão voar ajustadas em QNH para saber sua altitude em relação ao nível médio do ar e aos obstáculos daquela região descritos nas cartas também em relação ao nível médio do mar. As aeronaves que voem alto e passem por várias regiões diferentes, deverão voar ajustadas em QNE, onde todos ajustam a mesma pressão (1013HPA) e por isso estão sujeitos aos mesmos erros – ficando, portanto, livre de colisões com outras aeronaves.

* Os ajustes altimétricos serão vistos em detalhes nas demais aulas.

A altitude indicada pelo altímetro é denominada altitude pressão, a altitude real que o avião voa é denominada altitude verdadeira. A altitude pressão só é igual a verdadeira quando a pressão estiver igual a padrão. Seria possível obter a altitude densidade, mas haveria muitos erros, uma vez que a densidade é a propriedade do ar mais suscetível a mudanças.





GEOMETRIA DO AVIÃO

AEROFÓLIOS:

Produzem forças úteis ao voo.

Deriva: Superfície vertical fixa localizada na empenagem da aeronave.

Leme de Direção: Superfície de comando móvel localizada no bordo de fuga da deriva.

Estabilizador: Superfície fixa horizontal localizada na empenagem da acft

Profundor: Superfície de comando móvel horizontal localizada no bordo de fuga do estabilizador.

Aileron: Superfície de comando localizada no ordo de fuga das asas.

SUPERFÍCIES AERODINÂMICAS:

Oferecem pequena resistência ao avanço, mas NÃO produzem nenhuma força útil ao voo.

Ex: Spinner, carenagem da roda

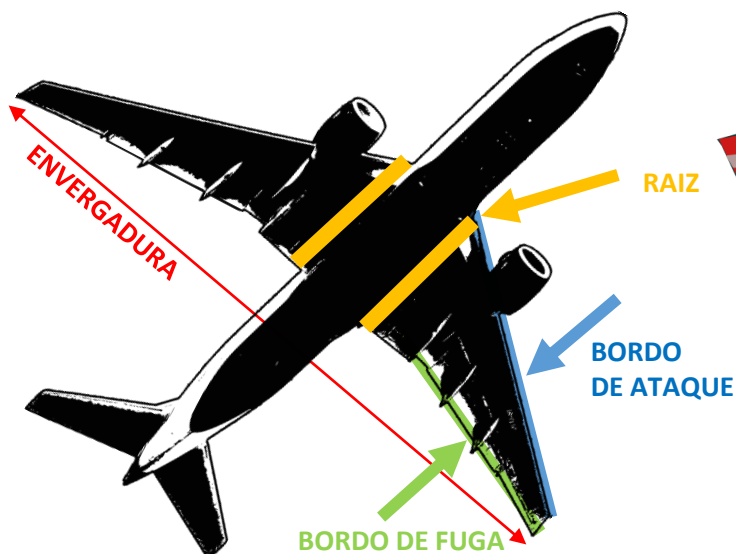
Aerofólios:

Produzem forças úteis ao voo.

Ex: Asa, hélice, estabilizador...

ELEMENTOS DO AEROFÓLIO :

- ✓ Bordo de Ataque: Parte da frente da asa
- ✓ Bordo de Fuga: Parte de trás da asa
- ✓ Raiz da asa: Região onde a asa é fixada a aeronave
- ✓ Envergadura: Distância medida de ponta a ponta de asa.



PERFIS DE ASA

Perfil é o formato em corte do aerofólio que compõem a asa.



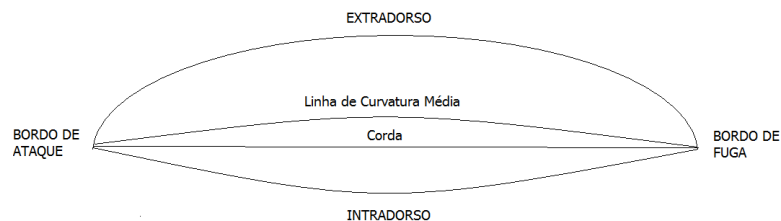
Gera menos Sustentação



Gera MAIS Sustentação

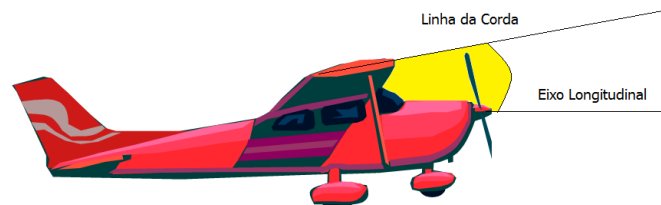
Elementos de um Perfil:

- ✓ Extra-dorso: Parte de cima da asa
- ✓ Intra-dorso: Parte de baixo da asa
- ✓ Corda: Linha imaginária que liga o bordo de ataque ao bordo de fuga na menor distância possível
- ✓ Linha de curvatura média: linha imaginária que liga o bordo de ataque ao bordo de fuga deixando equidistante (com a mesma distância) a referida linha do extradorso e do intradorso.



Ângulo de Incidência

Eixo longitudinal é uma linha imaginária de referência estabelecida durante o projeto do avião. Geralmente este coincide com a direção do voo reto horizontal.





CONCEITO

Escoamento é o movimento de um fluido líquido ou gasoso. Existem basicamente dois tipos de escoamento:

- Laminar (lamenar)
- Turbulento (turbilhonado).



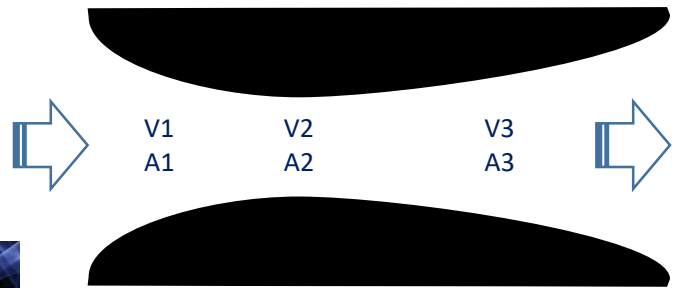
O escoamento pode possuir dois tipos de tubos de escoamento (canalização do escoamento, por onde ele sai): tubo real ou tubo imaginário. O tubo real é quando existe o referido tubo, como uma mangueira onde o fluido escoar internamente a esta. O tubo imaginário é quando não existe um tubo contendo o escoamento, mas ele possui a sua forma como exemplifica a imagem abaixo:



EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE

“Quanto mais estreito for um tubo de escoamento, maior será a velocidade do fluido”

OBS: Considera-se nesta equação o fluxo incompressível, ou seja, os efeitos da compressibilidade do ar não são influentes.



Esta equação pode ser facilmente visualizada em uma mangueira quando a apartamos criando uma restrição a passagem do fluxo de fluido. Nesta restrição observa-se a maior velocidade do fluxo. O nome da equação é equação da continuidade porque independente do local onde se observe a multiplicação da área pela velocidade será sempre igual – ou seja, contínua, segundo a fórmula descrita abaixo:

$$A1 \times V1 = A2 \times V2 = A3 \times V3$$

PRESSÃO DINÂMICA

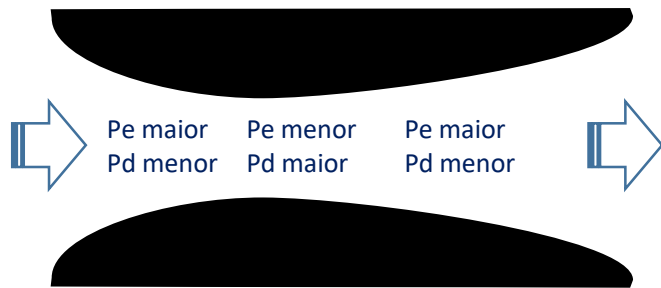
É a pressão produzida pelo impacto de ar ou vento relativo. No solo, só existe se houver vento impactando na aeronave. Em voo existe sempre, pois sempre existe impacto do ar com a acft. A pressão dinâmica é diretamente proporcional à densidade e velocidade do escoamento, como pode ser observado na fórmula descrita abaixo:

$$q = \frac{1}{2} \text{ densidade} \times V^2$$

Velocímetro: O velocímetro utiliza a velocidade do vento relativo para medir a velocidade da aeronave, uma vez que estes valores são iguais – segundo a 3ª Lei de Newton. O velocímetro é uma espécie de manômetro, portanto, adaptado para indicar velocidade do vento relativo. Utiliza a pressão dinâmica para computar seus dados. Como a pressão dinâmica não pode ser obtida sozinha, existe mecanismos internos ao instrumento que fazem a seguinte subtração TOTAL – ESTÁTICA = DINÂMICA. A pressão dinâmica, através de uma série de engrenagens reguladas aciona o ponteiro do velocímetro indicando a velocidade da aeronave naquele instante.

TEOREMA DE BERNOULLI

“Quanto maior for a velocidade do escoamento, maior será a pressão dinâmica e menos será pressão estática.”



OBS: O teorema de Bernoulli é semelhante a Equação da Continuidade. O teorema, entretanto, considera as pressões, enquanto que a equação considera as velocidades.

SISTEMA PITOT-ESTÁTICO

O velocímetro é acionado pela pressão dinâmica, enquanto que o altímetro é acionado pela pressão estática. Para que todo este sistema de medição funcione é preciso que haja uma tomada de pressão total (Tubo de Pitot) e uma tomada de pressão estática. Existem sistemas onde as tomadas constituem duas unidades separadas e sistemas onde elas encontram-se integradas em um mesmo componente (detalhes dos tipos de tubo de pitot serão estudados em CTA).

DIFERENTES VELOCIDADES

O mecanismo do velocímetro é calibrado para a atmosfera padrão, com comportamentos pré-estabelecidos como temperatura, pressão, densidade... Entretanto, as variáveis não se comportam de uma forma tão padronizada na atmosfera e devido a estas oscilações de valores haverá erros tanto no velocímetro quanto no altímetro. Para os erros de velocímetro existem outras velocidades as quais são corrigidas para determinados erros – as quais seguem abaixo:

✓ Velocidade Indicada (Indicated airspeed)

Velocidade que é aparece no instrumento, só será correta se voando no nível médio do mar. Haverão erros devido à atmosfera “mutável”.

✓ Velocidade Calibrada (Calibrated airspeed)

É a velocidade indicada corrigida para erros de posicionamento do instrumento, uma vez que o tubo de pitot geralmente fica do lado esquerdo apenas, em aeronaves de pequeno porte.

✓ Velocidade Equivalente (Equivalent airspeed)

É a velocidade calibrada, mas corrigida para erros de compressibilidade do ar (temperatura/pressão).

✓ Velocidade aerodinâmica – Velocidade verdadeira (True airspeed)

Velocidade do avião em relação ao ar. Utilizada em cálculos durante o voo. Não considera a velocidade do vento, por isso apresenta ainda erros.

✓ Velocidade de solo (Ground Speed)

É a velocidade verdadeira corrigida para os erros de vento. É a velocidade do avião em relação ao solo. É a única velocidade que tem como referencial o solo. Todas as outras consideram a massa de ar que envolve a aeronave.

Resumindo...

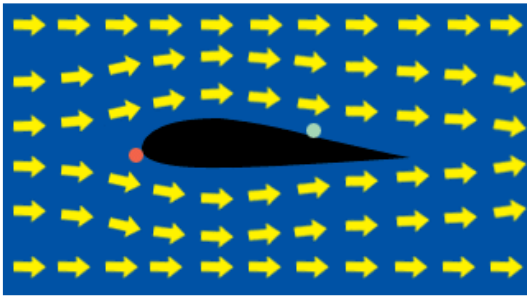
$$\text{IAS} + \text{posição} = \text{CAS} + \text{comp} = \text{EAS} \\ + \text{densidade} = \text{TAS} + \text{vento} = \text{GS}$$





GENERALIDADES

Os aerofólios são baseados no princípio do Tubo de Venturi em que velocidades diferentes geram diferença de pressão a qual cria uma força sempre dirigida da alta pressão para a baixa – denominada de **RESULTANTE AERODINÂMICA** a qual é decomposta em sustentação e arrasto.



PERFIS/AEROFÓLIOS SIMÉTRICOS

Quando se passa uma linha no meio do aerofólio, obtêm-se duas partes iguais. Existe menor diferença de velocidade e pressão entre o intra-dorso e o extradorso e por isso gera menos resultante aerodinâmica (sustentação e arrasto).



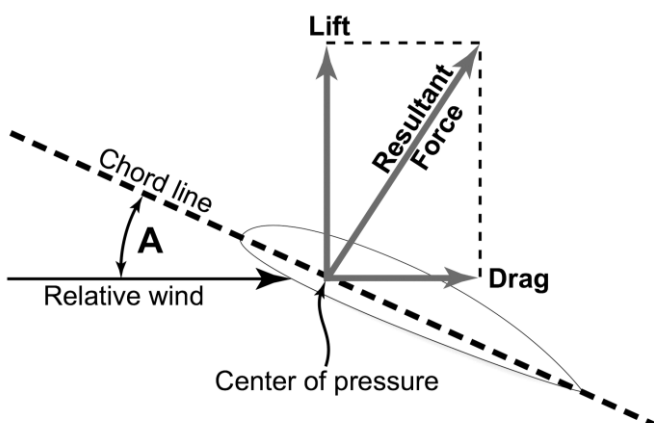
Perfil Simétrico

PERFIS/AEROFÓLIOS ASSIMÉTRICOS

Quando se passa uma linha no meio do aerofólio, obtêm-se duas partes diferentes. Existe maior a diferença de velocidade, maior a diferença de pressão e por isso a resultante aerodinâmica obtida é maior (mais sustentação e arrasto).



Perfil Assimétrico



Para fins matemáticos, assume-se que todas as forças se originam em um único ponto da asa, denominado Centro de Pressão.

SUSTENTAÇÃO

É a componente perpendicular ao vento relativo da resultante aerodinâmica (vertical). Dirigida para cima, é a componente que sustenta o avião em voo.

ARRASTO

Componente paralela à direção do vento relativo da resultante aerodinâmica (horizontal). Dirigida para trás, é prejudicial ao desenvolvimento do voo.

OBS: O arrasto e a sustentação são sempre perpendiculares entre si.

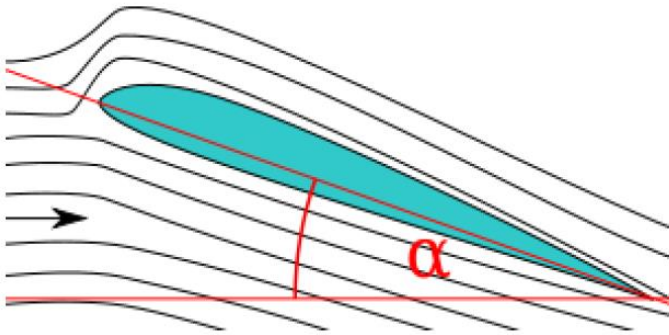
OBS: Embora existam duas “forças” denominadas de sustentação e arrasto, a ÚNICA força produzida pela asa é a **RESULTANTE AERODINÂMICA** e a sustentação e o arrasto são unicamente componentes desta resultante para melhor entendermos as situações.

OBS: A sustentação não é sempre vertical e o arrasto não é sempre horizontal, se a aeronave estiver subindo, por exemplo, o vento relativo estará inclinado para baixo, logo a sustentação será inclinada e o arrasto também, a sustentação e o arrasto permanecem perpendiculares entre si, mas não são mais vertical e horizontal em relação à linha do horizonte – conforme exemplifica o desenho abaixo:



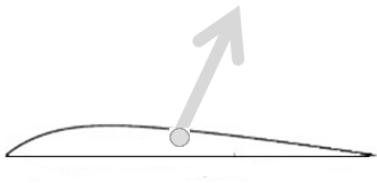
ÂNGULO DE ATAQUE

É o ângulo formado entre a corda do aerofólio e o vento relativo que incide no perfil. Quando há impacto do vento relativo combinado com a angulação do perfil (até um determinado limite) existe maior geração de resultante aerodinâmica, pois existirá mais assimetria percebida pelo vento relativo entre o intradorso e o extradorso.



AUMENTO DO ÂNGULO DE ATAQUE PERFIL ASSIMÉTRICO

Resultante Aerodinâmica (RA) se torna maior, devido a maior assimetria percebida pelo vento relativo. O perfil não muda, mas por estar angulado o VR (vento relativo) tem que se modificar mais para contornar o perfil – logo ele percebe uma assimetria maior. Além disso, quando há aumento do ângulo de ataque em um perfil assimétrico o centro de pressão avança para frente, fazendo uma espécie de balança com o aerofólio que o faz aumentar ainda mais o ângulo de ataque – aumentando a assimetria percebida pelo VR e por isso a RA. A figura abaixo exemplifica o processo:



Com ângulo de ataque pequeno ou até mesmo nulo já existe resultante aerodinâmica

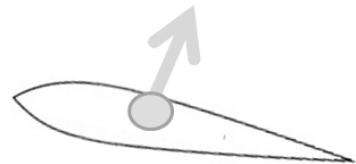


Com aumento do ângulo de ataque a resultante aerodinâmica aumenta muito e o CP se desloca para frente.

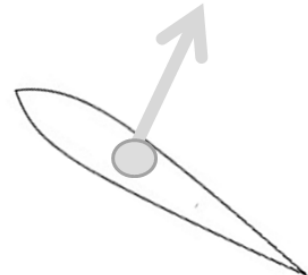
AUMENTO DO ÂNGULO DE ATAQUE DO PERFIL SIMÉTRICO

Quando se aumenta o ângulo de ataque em um perfil simétrico cria-se uma resultante aerodinâmica. O centro de pressão, entretanto, neste tipo de perfil, se mantém sempre no mesmo local. Não contribuindo, portanto, para o aumento da geração de sustentação através do mecanismo de balança explicado anteriormente.

Quando se aumenta o ângulo de ataque em um perfil simétrico se induz uma assimetria entre o intradorso e o extradorso. Novamente, não existe modificação física do perfil propriamente dito, mas o VR tem que percorrer um caminho diferente no intradorso e no extradorso – percebendo assim uma assimetria. Como existe assimetria, as velocidades e pressões envolvidas no processo são diferentes - o que gera RA. Quando maior for o aumento do ângulo de ataque, até um determinado limite, maior será a geração de RA. A figura abaixo exemplifica o processo:



Ângulo de ataque pequeno existe uma pequena sustentação sendo gerada.



Aumentando o ângulo de ataque existe um pequeno aumento na sustentação e o CP permanece no mesmo local



POR QUE PRECISAMOS DE SUSTENTAÇÃO?

A sustentação serve para contrapor o peso da aeronave e criar uma força maior que este, permitindo assim, com ajuda dos motores que fornecem velocidade, manter a aeronave em voo.

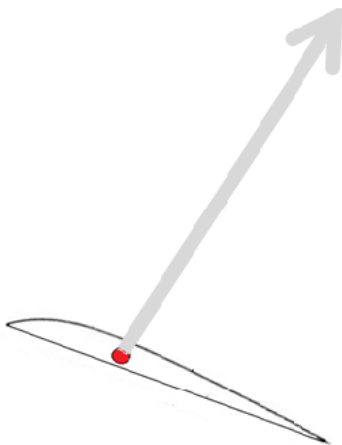
O QUE INTERFERE NA SUSTENTAÇÃO?

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

- ✓ Ângulo de ataque (que modifica o C_L – coeficiente de sustentação - da fórmula)
- ✓ Compressibilidade do ar (desprezada até 0.3, pouco influente até 0.8 e muito influente acima de 0.8)
- ✓ Viscosidade do fluxo livre
- ✓ Densidade do fluxo livre
- ✓ Velocidade do fluxo
- ✓ Área da asa

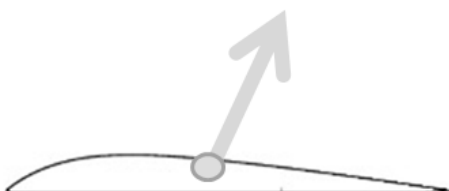
ÂNGULO DE ATAQUE POSITIVO

-Sustentação bem positiva
Positiva = intradorso para o extradorso



ÂNGULO DE ATAQUE NULO

-Acontece quando o vento sopra na mesma direção da corda do aerofólio
-Sustentação Positiva, próprio perfil gera a diferença de pressão



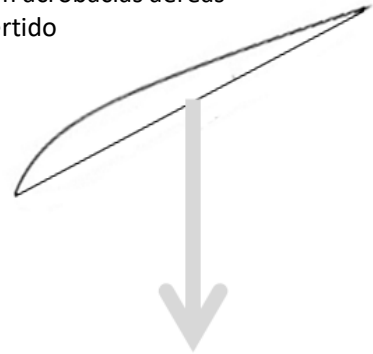
ÂNGULO DE SUSTENTAÇÃO NULA

-Ângulo de Ataque que a asa não produz sustentação
-Ângulo Negativo



ÂNGULO DE ATAQUE NEGATIVO

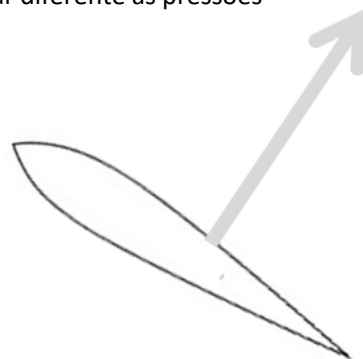
-Quando o ângulo de ataque é menor que o ângulo de sustentação nula daquele perfil
-Usado em acrobacias aéreas
-Voo invertido



SUSTENTAÇÃO NOS PERFIS SIMÉTRICOS – DETALHADAMENTE

ÂNGULO DE ATAQUE POSITIVO

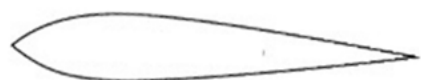
A sustentação é bem positiva assim como no assimétrico, porque existe inclinação suficiente para tornar diferente as pressões



ÂNGULO DE ATAQUE NULO

(corda e vento – mesma direção)

A sustentação no perfil simétrico é nula porque não existe nenhuma diferença entre os bordos para gerar pressões diferentes.





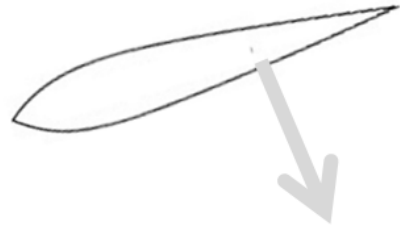
ÂNGULO DE SUSTENTAÇÃO NULA

No perfil simétrico se não houver ângulo de ataque, não haverá sustentação alguma, por que os bordos são iguais/simétricos.



ÂNGULO DE SUSTENTAÇÃO NEGATIVA

Ângulo menor que o ângulo de sustentação nula. Qualquer ângulo negativo no perfil simétrico já inverte a sustentação.



FÓRMULA DA SUSTENTAÇÃO

$$L = C_l \times d/2 \times S \times V^2$$



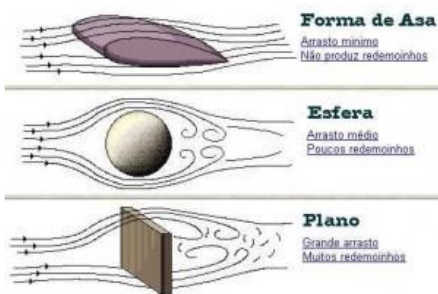


ARRASTO

É considerada como a resistência ao avanço que o ar sofre ao encontrar um corpo que nele se desloca. Todos os objetos ao se deslocarem através do ar apresentam uma resistência.

IMPORTANTE: A resistência é resultado indiretamente relacionado com turbulência que se cria na parte de trás dos objetos e diretamente relacionado com a perda de pressão das partículas ao fazerem curvas. A turbulência indica apenas indica que os filetes de ar não estão mais conseguindo acompanhar o contorno do objeto.

Superfície aerodinâmica é uma superfície que possui pouca resistência ao avanço. Quando esta superfície possui um ângulo de ataque pequeno a resistência ao avanço é pequena, quando o ângulo de ataque aplicado é grande a resistência ao avanço torna-se maior.



FÓRMULA DO ARRASTO

Praticamente igual ao cálculo da sustentação. O coeficiente de arrasto tem o mesmo princípio do coeficiente de sustentação.

$$D = C_d \times d/2 \times S \times V^2$$

ARRASTO NOS PERFIS/AEROFÓLIOS

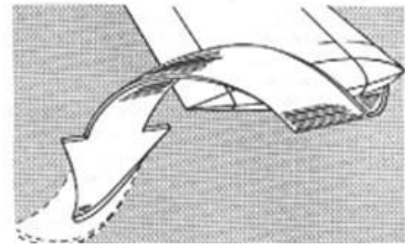
O perfil espesso gera mais arrasto, porém evita o descolamento da camada limite. Um perfil fino gera menos arrasto, mas é mais suscetível ao descolamento da camada limite.

OBS: A camada limite é uma fina camada de ar que envolve qualquer objeto que nele se desloque. Esta camada possui velocidade zero, é uma espécie de colchão de ar que envolve o aerofólio. Ela é responsável pelas partículas de ar se deslocar de forma linear e organizada ao longo do perfil.

Quando essa camada descola, entretanto, essa organização diminui e diminui também a geração de sustentação do perfil, criando ainda mais arrasto.

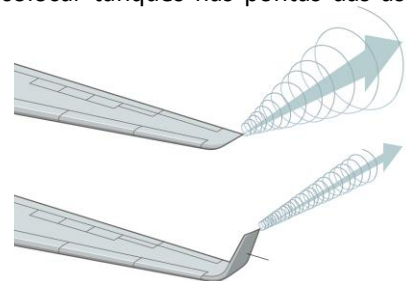
ARRASTO INDUZIDO

O ar escoar do INTRADORSO para o EXTRADORSO para gerar a sustentação. A passagem de ar nas pontas, entretanto, é mais pronunciada. Cria-se um turbilhonamento de ponta de asa que prejudica o avanço da aeronave. Este é um tipo especial de arrasto, denominado arrasto induzido. Mais popularmente é conhecido também como arrasto de ponta de asa.



O arrasto induzido diminui a sustentação obrigando o piloto a aumentar o ângulo de ataque; entretanto, este aumento contribui ainda mais para o arrasto. O arrasto induzido é o único arrasto que é maior com menor velocidade, contrariando a fórmula. É predominante em baixas velocidades (pousos e decolagens).

Soluções para o arrasto induzido: Aumentar o alongamento das asas diminui o arrasto induzido, bem como colocar tanques nas pontas das asas ou winglets.



ARRASTO PARASITA

Arrasto de todas as partes do avião que não geram forças úteis ao voo.

Determinação do arrasto parasita pelo fabricante, o qual determina a área de uma placa que PERPENDICULAR AO VENTO RELATIVO tem o mesmo arrasto que o arrasto parasita do avião. O arrasto parasita independe da sustentação, ele existirá com ou sem ela.

ÂNGULO DE ATITUDE

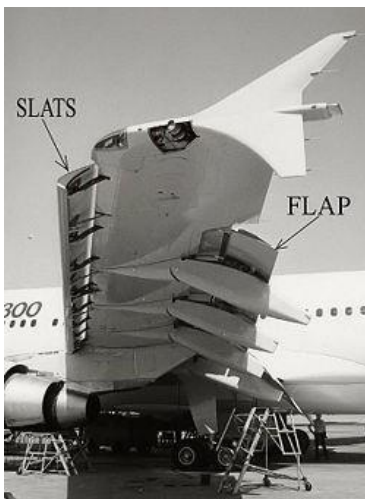
É o ângulo formado entre o eixo longitudinal e a linha do horizonte. Não depende da direção nem da trajetória de voo.



Dispositivos Hipersustentadores

Todo perfil possui um coeficiente de sustentação, este aumenta conforme o aumento do ângulo de ataque. Ultrapassando-se o coeficiente máximo a aeronave estolará – perderá sustentação de uma forma demasiada comprometendo o seu voo. Com o objetivo de aumentar o coeficiente de sustentação máxima existe os dispositivos hipersustentadores. Com o C_L máximo a aeronave pode ultrapassar o antigo C_L sem estolar, o que significa também diminuir a velocidade de estol, permitir voar com ângulo e ataques mais elevados, gerar mais sustentação e pousar com uma velocidade menor na pista. Existem vários tipos de dispositivos, mas todos os com mesmo objetivo de aumentar o C_L máximo do perfil.

No bordo de ataque existem os slats e slots e no bordo de fuga da asa existem os flaps. Os flaps podem ser simples, ventral/Split, com fenda/slotted flap, fowler.



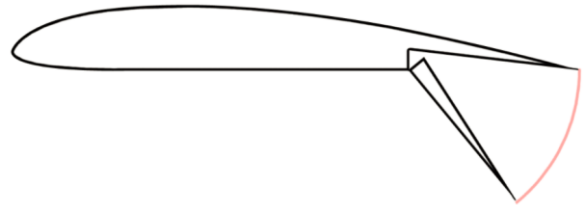
FLAP SIMPLES

Aumenta a curvatura do bordo de fuga ocasionando um aumento considerável do C_L para pouco aumento do arrasto.



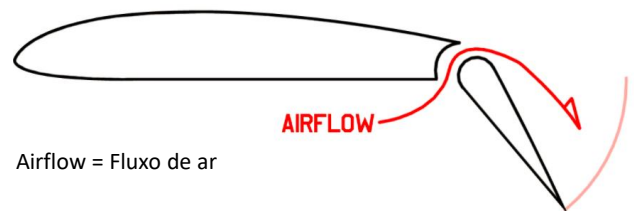
FLAP VENTRAL/SPLIT FLAP

Aumenta a curvatura, existe um aumento considerável do arrasto. Provoca turbulência dos filetes de ar. É uma espécie de freio aerodinâmico. Muito utilizado em acfts militares.



FLAP COM FENDA

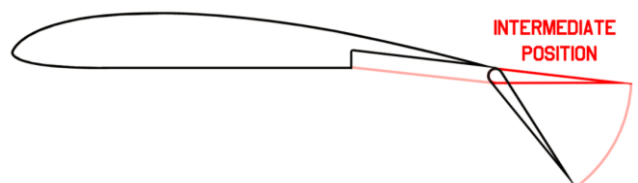
Permite a passagem do ar do intradorso para o extradorso, o que aumenta a energia da camada limite, retardando o descolamento e, consequentemente, o estol. Permite aumentar o ângulo de planeio.



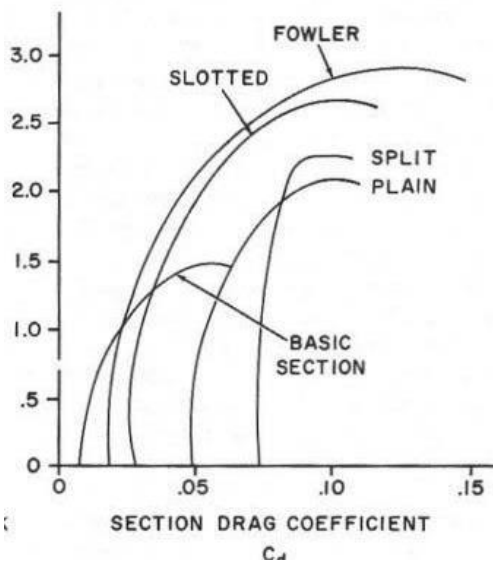
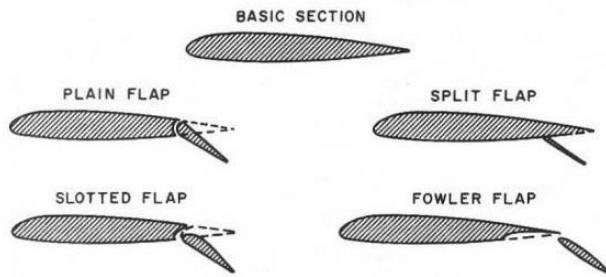
Airflow = Fluxo de ar

FLAP FOWLER

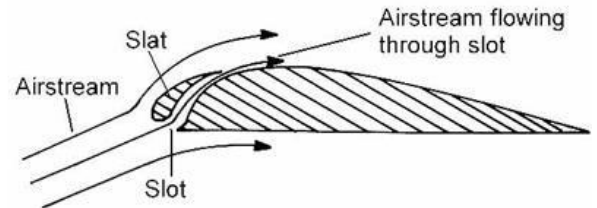
É o mais eficiente de todos os tipos de flaps. Além de aumentar a curvatura do perfil como todos os outros, ele aumenta a área da asa – contribuindo ainda mais para a geração de sustentação e aumento do C_L máximo. Este flap possui fendas, assim como o slot e o flap com fenda, para suavizar a passagem do ar do intradorso para o extradorso aumentando a energia da camada limite e retardando os efeitos ruins deste descolamento e consequentemente o estol. É um mecanismo mais complexo, por isso é utilizado apenas em acfts de grande porte.



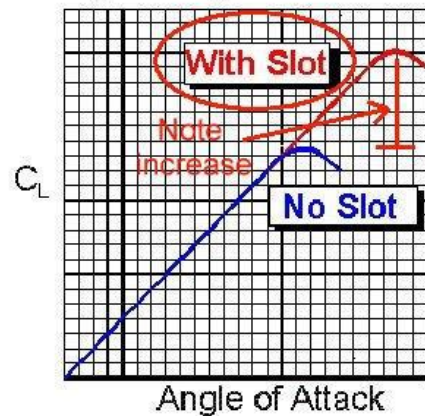
O gráfico a seguir exemplifica o quanto de C_L máximo é possível de ser aumentado com a extensão de cada tipo de flap.



no porte têm primariamente flaps em preferência a slats e slots.



C_L vs. Angle of Attack



OBS: SLOTS quando instalados nas pontas das asas podem evitar o estol de ponta de asa, porque suaviza o fluxo de ar, aumenta a energia da camada limite, diminui a chance de descolamento e permite adiar/evitar o estol.

SLOT (FENDA OU RANHURA)

É um dispositivo que serve para aumentar o C_L máximo, aumentando assim o ângulo de ataque crítico do aerofólio. O slot é uma espécie de fenda que suaviza a passagem de ar energizando a camada limite que envolve o aerofólio. Assim, o descolamento da cada limite é adiado e o avião pode aumentar mais o seu ângulo de ataque.

SLAT

O Slat é um slot móvel, que se mantém fechado em voo. Durante a aproximação ele é aberto, por ação de molas quando o vento relativo incide de forma que permita esta abertura (quando o ângulo de ataque aumenta).

SLAT/SLOT X FLAPS

Ambos são dispositivos hipersustentadores e por isso aumentam o coeficiente de sustentação. O slot e slat, entretanto, necessitam aumentar muito o ângulo de ataque para que a sustentação adicionada seja relevante - o que dificulta a visualização do piloto com a pista. Por este motivo, aviões de peque-





CONCEITO

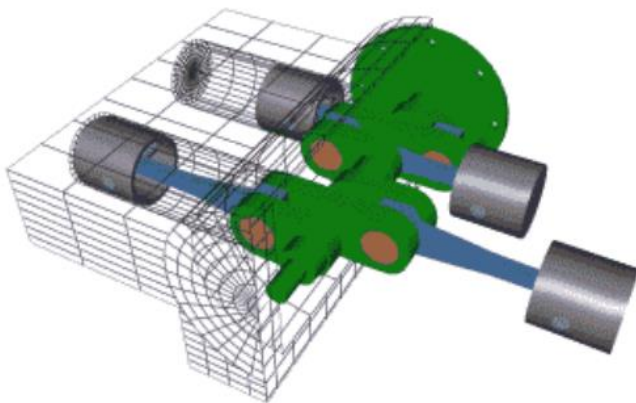
Conjunto dos componentes que fornece tração ao voo

TIPOS DE GRUPOS MOTO-PROPULSORES:

Turbojato, Turbofan, Turboélice, motor a pistão e hélice

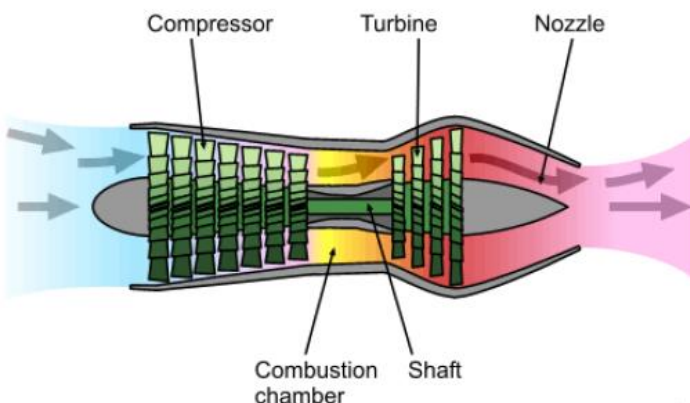
MOTOR A PISTÃO E HÉLICE

São aviões de menor porte e menor performance em que o movimento linear dos pistões é transferido de forma rotacional para a hélice. Funcionam baseados no Ciclo de Otto: Admissão, compressão, ignição, combustão, expansão e escapamento. A principal diferença em relação aos motores a reação (ciclo Brayton) é que nos motores a pistão todas as transformações acontecem em um único local (no interior do cilindro), enquanto que no ciclo Brayton cada transformação da mistura ocorre em um local específico do motor. Eficiente em baixas altitudes e baixas velocidades.



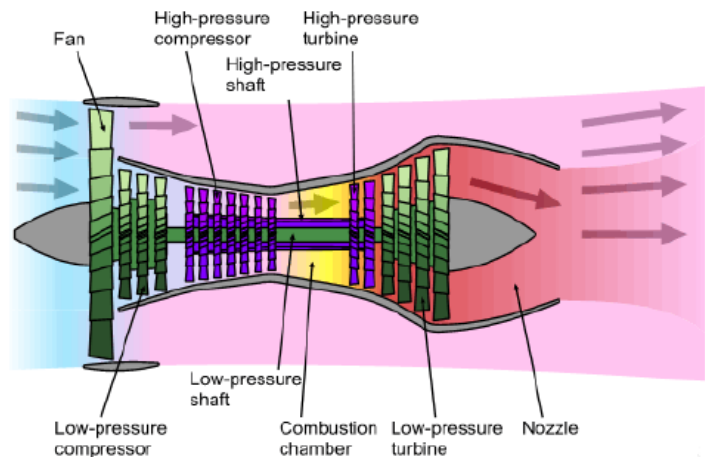
TURBOJATO

Segue o princípio básico admissão, compressão, ignição, expansão e exaustão em locais diferentes. Todo ar que entra necessariamente recebe combustível e é queimado. Eficiente em altas velocidades e altas altitudes (voos supersônicos).



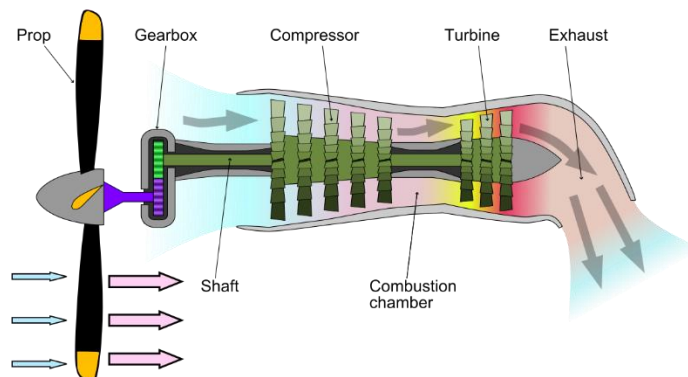
TURBOFAN

É uma evolução do turbojato - segue o mesmo princípio dos ciclos. O fan complementa o fluxo de ar. É um motor para altas altitudes e altas velocidades de cruzeiro, inferiores, entretanto, ao turbojato. É um motor menos ruidoso que o jato puro e mais econômico – integra a maior parte das aeronaves comerciais hoje em dia.



TURBOÉLICE

É uma espécie de turbojato que aproveita a energia para mover uma turbina que move a hélice, passando antes por uma caixa de redução. É um motor para velocidades e altitudes intermediárias. Neste tipo de motorização, 90% da força propulsiva é produzida pela hélice e 10% pelos gases de escape dirigidos para trás que impulsionam o avião para frente.



TIPOS DE POTÊNCIA

Consideraremos agora o motor a pistão para o estudo das potências que existem ao longo do motor. Sabe-se que a energia ao longo do motor diminui devido ao atrito que existe internamente e outras limitações como a taxa de compressão de 8:1 dos motores aeronáuticos, portanto, se ao longo do



existem energias diferentes, sendo esta cada vez menor quanto mais próxima da hélice, existem também potências diferentes. As principais potência que existem no motor são: potência Efetiva, potência nominal e potência útil.

POTÊNCIA EFETIVA

É a potência medida no eixo da hélice. Mede o trabalho do eixo de manivelas proveniente da queima que ocorre nos pistões. É uma potência variável, uma vez que um regime baixo de potência repercutirá em uma potência efetiva baixa e um regime de potência alto repercutirá em uma alta potência efetiva.

POTÊNCIA NOMINAL

É a potência efetiva máxima para qual o motor foi projetado. Potência máxima que pode ser desenvolvida no eixo da hélice por tempo indeterminado. Também é conhecida como potência máxima contínua – geralmente empregada para subidas longas após os obstáculos terem sido livrados (cerca de 400 pés acima do terreno).

POTÊNCIA ÚTIL

Potência de tração desenvolvida pela hélice sobre o avião. A hélice é responsável por transformar potência efetiva em potência de tração ou potência útil.

MONOMOTORES DE PEQUENO PORTE

Utilizam como grupo moto-propulsor o motor e uma hélice. As hélices antigamente eram produzidas de madeira. Atualmente, elas são produzidas em metal, ligas de alumínio ou aço.

HÉLICE

É constituída por uma série de aerofólios semelhantes à asa. A torção das pás cria uma angulação com o vento relativo e através do seu giro puxa ar arremessando-o para trás e impulsionando o avião para frente. Esse processo consiste na transformação de tração efetiva em útil pela hélice.

FORÇAS GERADAS PELA HÉLICE

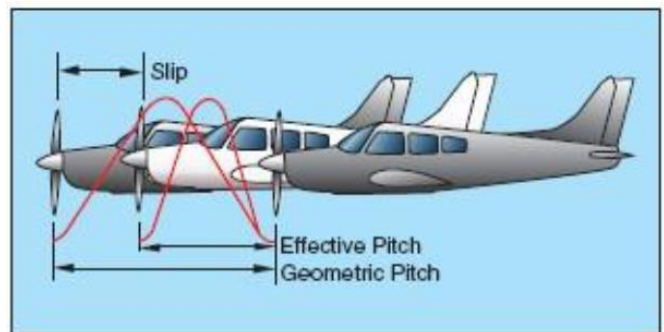
Tração: espécie de sustentação, perpendicular ao plano de rotação da hélice.

Torção: espécie de arrasto, paralelo ao plano de rotação.

PASSO DA HÉLICE

O passo é a distância que o avião anda para cada rotação da hélice. Como um parafuso que para cada rotação da chave avança uma certa distância no interior da parede.

Se não houvesse nenhum tipo de resistência ao avanço a hélice avançaria uma determinada distância denominada de passo teórico ou geométrico. Como existe resistência ao avanço, ela avança uma distância menor – denominada passo efetivo. A distância que ela deixou de andar devido a resistência ao avanço é denominada recuo. A figura abaixo exemplifica os passos:

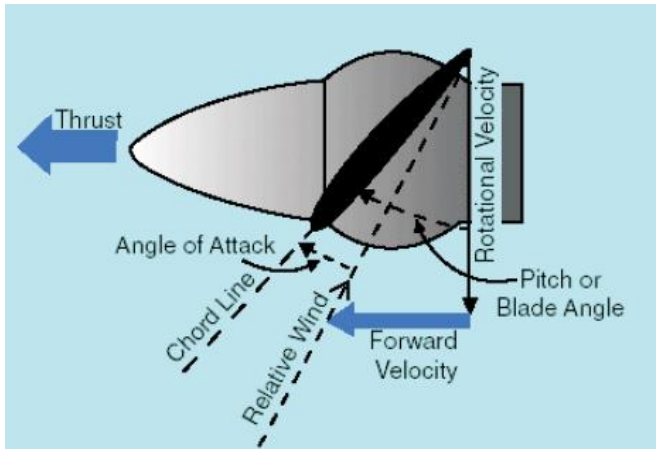


ANGULAÇÃO DA PÁ

Como a hélice gira e avança para frente o vento relativo incide de forma inclinada na pá. A pá deve ser um pouco mais inclinada que o vento relativo para ter um ângulo de ataque positivo - o que garante que haja tração, conforme visto anteriormente. O ângulo é determinado pelo fabricante do motor.

QUAL O MELHOR ÂNGULO DE TORÇÃO PARA AS PÁS?

Depende da velocidade do avião e da velocidade de rotação deste motor. Em linhas gerais aviões com alta velocidade devem ter maior passo (pá deve ser mais torcida) e aeronaves com velocidades menores devem ter menor passo (pá deve ser menor torcida). Com o aumento da velocidade, o vento relativo que atinge a pá fica mais inclinado, diminuindo o ângulo de ataque da pá o que diminui a tração gerada por esta. Para que o ângulo de ataque se mantenha o mesmo, é preciso aumentar o passo da pá (a torção da pá), assim, o ângulo voltará a ficar grande novamente e o grupo-moto-propulsor estará desenvolvendo tração.



Se a velocidade aumentar muito a ponto de tornar o ângulo de ataque nulo a hélice não gerará mais tração podendo aumentar excessivamente sua RPM danificando todo motor da aeronave. Aeronaves que atinjam estas velocidades devem ter passo variável para ajuste.

QUAL O MELHOR PASSO?

Uma hélice pouco torcida (com passo baixo) teria uma boa performance para pousos e decolagens, onde as velocidades são pequenas. Uma hélice muito torcida (com passo grande) teria um bom desempenho em cruzeiro, onde a velocidade do avião é alta.

HÉLICE DE PASSO FIXO

Geralmente são inteiriças e suas pás são fixas

HÉLICE DE PASSO AJUSTÁVEL

Ângulo da pá da hélice pode ser ajustado no SOLO por MECÂNICO HABILITADO através de GABARITOS PRÓPRIOS.

HÉLICE DE PASSO VARIÁVEL

*MANUAL

Passo pode ser variado durante o voo conforme a necessidade do piloto. Existem basicamente dois tipos de ajuste manual com duas posições pré-estabelecidas (mínimo e máximo) ou com ajuste contínuo entre mínimo e máximo.

O passo geralmente é aumentado através de contrapesos centrífugo e diminuído através da pressão do óleo – detalhes serão estudados em CTA.

* AUTOMÁTICA (Hélice de passo controlável ou hélice de velocidade constante)

Este tipo de hélice mantém sempre a rotação ideal para aquela condição. Evita sobrecarga ao piloto e riscos de ajuste incorreto, pois o passo se modifica toda vez que a velocidade aumenta ou diminui – proporcionando uma boa performance em qualquer momento do voo sem a necessidade de ajustes manuais. Este tipo de hélice pode funcionar automaticamente ajustada por contrapesos que funcionam por ação centrífuga ou por governadores que funcionam por sinais elétricos ou hidráulicos.





VOO EM LINHA RETA HORIZONTAL

Até agora os capítulos abordaram conceitos iniciais de formação de forças aerodinâmicas - as quais possibilitam a aeronave se deslocar e se manter no ar, além de conceitos básicos para o entendimento da aerodinâmica. Os capítulos seguintes abordarão a performance da aeronave em cada tipo de voo e a performance desta aeronave durante diferentes manobras. Por isso, é muito importante que os conceitos anteriores tenham sido bem consolidados para que os próximos sejam compreendidos em sua totalidade.

CONCEITOS DO VOO HORIZONTAL EM VELOCIDADE CONSTANTE

Neste tipo de voo existe equilíbrio. O equilíbrio dinâmico, que significa dizer que não existe aceleração - o movimento possui velocidade constante e ainda o equilíbrio entre as forças básicas que fazem a aeronave se manter em voo - a sustentação é igual ao peso e a tração é igual ao arrasto, conforme exemplifica a imagem abaixo:



RELAÇÕES ENTRE AS VARIÁVEIS

Quando aumenta-se o ângulo de ataque da aeronave(até um determinado limite), modifica-se o Cl (coeficiente de sustentação) para mais e por isso a sustentação aumenta. Aumentando-se a velocidade da aeronave, a sustentação também aumenta. Aumentando-se o ângulo de ataque, entretanto, sem adicionar potência, a velocidade diminui.

Fases do voo em que se deseje adquirir maior velocidade deve-se diminuir o ângulo de ataque reduzindo assim a quantidade de arrasto e possibilitando o aumento da velocidade e fases do voo em que se deseje voar com menor velocidade, deve-se aumentar o ângulo de ataque.

Para se manter o voo em linha reta horizontal com menor velocidade, deve-se retirar potência e cabrar evitando assim que a aeronave desça e para se aumentar a velocidade deve-se adicionar potência e picar - para evitar que com o acréscimo de potência a aeronave suba.

MENOR VELOCIDADE POSSÍVEL EM VOO EM LINHA RETA HORIZONTAL

Como visto anteriormente, conforme se reduz a potência e se cabra para não descer, a velocidade diminui. A menor velocidade que pode ser obtida é associada ao maior ângulo que se pode voar sem haver perda de sustentação abrupta (estol). Esta velocidade é denominada Velocidade de Estol, embora não se estole - ela é a velocidade imediatamente antes do estol ou seja, se o ângulo for aumentado ou a velocidade diminuída a aeronave entrará no estol. Voando-se na velocidade de estol voa-se, portanto, com ângulo máximo (ângulo de ataque crítico), Cl máximo, sustentação máxima, velocidade mínima e na iminência do estol.

PODE-SE VOAR NA SITUAÇÃO DE ESTOL?

Se a perda de sustentação for compensada com aumento de velocidade sim, mas para isso é preciso potência, pois depois de ultrapassar o ângulo de ataque crítico para pequenos aumentos do ângulo de ataque, serão necessários aumentos muito grandes de potência, devido ao grande arrasto gerado nestes ângulos. O avião estolará em um ângulo superior apenas, mas o estol continuará existindo. Apenas aeronave com muita sobra de potência consegue voar nesta condição. Vale lembrar que o consumo de combustível nesta situação é muito elevado devido à alta tração desempenhada pelo motor e a grande quantidade de arrasto que existe com o ângulo de ataque elevado.

INDICADOR DE ÂNGULO DE ATAQUE - VELOCÍMETRO

Existe externamente na aeronave um medidor de ângulo de ataque, mas internamente na aeronave não existe nenhuma indicação deste ângulo. Não é necessário um indicador de ângulo de ataque, uma vez que existe velocímetro. Toda vez que o ângulo de ataque aumenta a velocidade indicada diminui e toda vez que o ângulo de ataque diminui a velocidade aumenta. Logo, como existe esta relação não é necessário saber o ângulo de ataque da aeronave se se sabe a velocidade com a qual ela se desloca em um voo em linha reta horizontal.

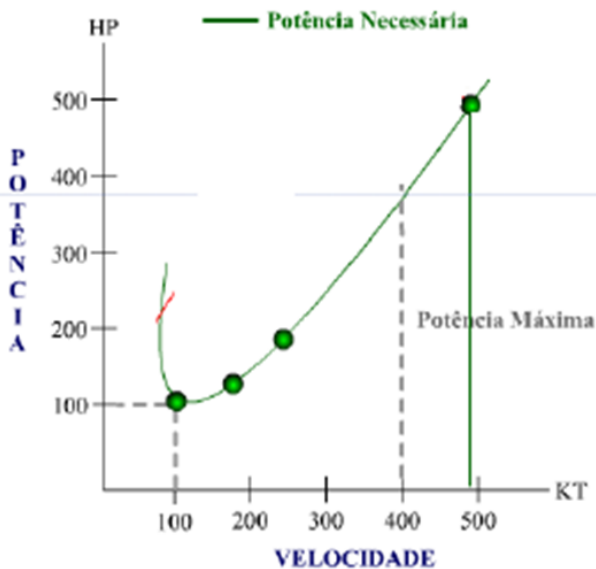


POTÊNCIA NECESSÁRIA

É a potência que é necessária ser aplicada na aeronave em voo em linha reta horizontal para contrapor uma determinada quantidade de arrasto para se obter a velocidade desejada e mantê-la. Se observarmos a fórmula do arrasto, veremos que o arrasto pode ser gerado basicamente por ângulo de ataque ou velocidade.

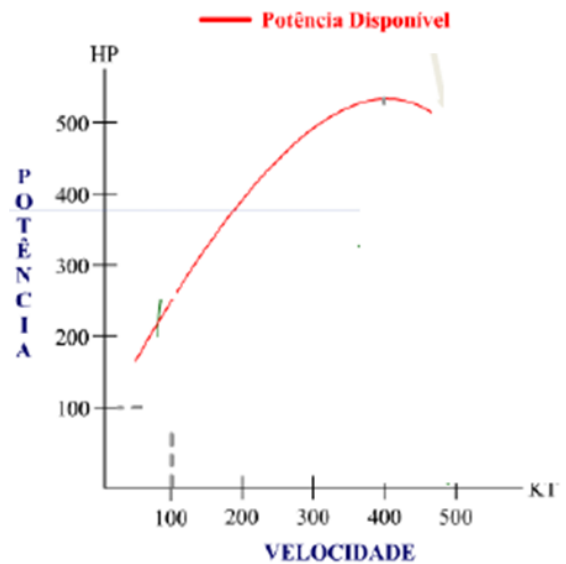
Como regra geral portanto, para altas velocidades a potência necessária será alta e para baixas velocidades a potência necessária será baixa, exceto para uma situação na qual o ângulo de ataque da aeronave é muito alto e mesmo que a velocidade associada seja baixa, a potência necessária será alta devido a quantidade de arrasto gerada pelo ângulo de ataque elevado.

$$D = C_d \frac{\rho}{2} S V^2$$



POTÊNCIA DISPONÍVEL

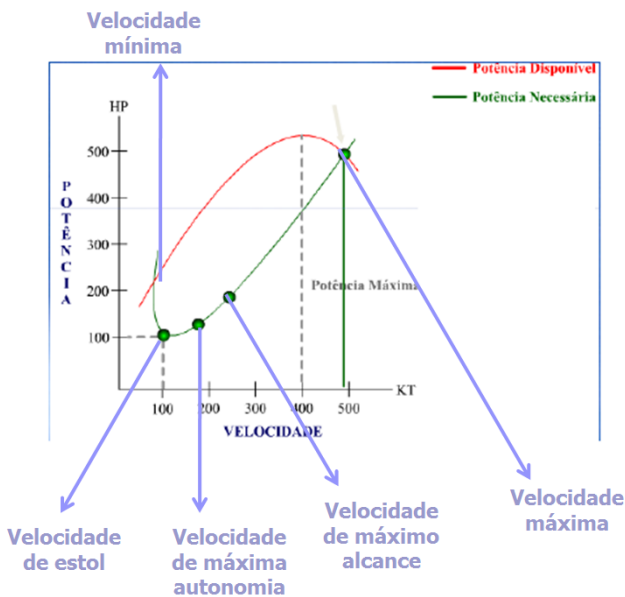
É a potência máxima que o grupo moto-propulsor consegue fornecer ao avião. Em baixas velocidades a potência disponível é pequena porque a hélice desperdiça quase toda a energia produzindo vento; em altas velocidades a potência disponível é maior. Acima de uma determinada velocidade a potência disponível começa a diminuir uma vez que quando as pontas da pá atingem a velocidade do som a hélice perde a sincronia de movimento.





POTÊNCIA NECESSÁRIA E POTÊNCIA DISPONÍVEL

Se cruzarmos os gráficos de potência necessária e potência disponível será possível determinar ao longo deste gráfico uma série de velocidades importantes ao voo em linha reta horizontal com velocidade constante.



VELOCIDADE MÍNIMA

É A Menor velocidade possível em voo em linha reta horizontal com velocidade CONSTANTE. Nesta situação o ângulo de ataque é maior que o ângulo crítico e só é possível voar nesta circunstância se o avião possuir uma sobra de potência muito grande, conforme abordado anteriormente. A velocidade mínima é numericamente maior que a velocidade de estol, pois a aeronave está com motor sendo aplicado para contrapor uma grande quantidade de arrasto.

VELOCIDADE DE ESTOL

A velocidade de estol NÃO é a velocidade que o avião estola, o avião está na iminência do estol, mas permanece voando. É a menor velocidade possível em voo horizontal, numericamente menor que a velocidade mínima. Esta velocidade não é constante, uma vez que a aeronavegabilidade da aeronave quando na iminência do estol fica em parte comprometida. Na velocidade de estol o coeficiente de sustentação é máximo, a sustentação é máxima, o avião voa no ângulo de ataque crítico. Se forem utilizados dispositivos hipersustentadores o ângulo crítico se tornará maior ainda e a velocidade menor.

VELOCIDADE DE MÁXIMA AUTONOMIA

É a velocidade que permite voar o maior tempo possível com certa quantidade de combustível. É uma velocidade baixa, geralmente utilizada quando é preciso realizar procedimento de espera em rota ou para pouso (órbitas). É uma velocidade econômica visando TEMPO.

VELOCIDADE DE MÁXIMO ALCANCE

Velocidade que permite voar a maior distância possível com certa quantidade de combustível. Geralmente é utilizada quando é preciso alternar (seguir para outro destino). É uma velocidade econômica visando, portanto, distância. Corresponde ao ponto de tangência da linha de potência necessária do gráfico. A velocidade de máximo alcance é numericamente maior que a velocidade de máxima autonomia.

VELOCIDADE MÁXIMA

Maior velocidade possível em voo horizontal. É a maior potência que o grupo moto propulsor pode fornecer à aeronave. Como a potência necessária aumenta e não é possível fornecer tal potência, este ponto torna-se a velocidade máxima.

INFLUÊNCIAS DA ALTITUDE NO ARRASTO EM UM VOO EM LINHA RETA HORIZONTAL COM VELOCIDADE CONSTANTE

O arrasto em voo em linha reta horizontal não depende da altitude em que a aeronave se encontra. Voando no nível médio do mar, não é preciso de muita velocidade para se obter sustentação, logo não é necessário muita potência, pois o ar é denso e a sustentação é obtida por densidade. Como o ar é denso, haverá também arrasto – afinal, as mesmas variáveis que contribuem para a geração de sustentação também contribuem para a geração de arrasto.

Voando-se em altitude o ar torna-se rarefeito e teoricamente o arrasto seria menor, sendo assim a sustentação também seria menor e a aeronave tenderia a descer – logo, não se trataria mais um voo em linha reta horizontal com velocidade constante. Para que o referido voo seja obtido é preciso utilizar potência com a finalidade de gerar velocidade e através do fator velocidade gerar sustentação que permita o avião manter o voo em linha reta horizontal com velocidade constante. Quando a velocidade aumenta, além da sustentação aumentar, aumentará também o arrasto – logo, existe arrasto em superfície devido a densidade ρ e existe arrasto em altitude devido a potência/velocidade alta.



Independente de estar voando mais próximo a superfície ou não haverá a MESMA quantidade de arrasto para uma determinada velocidade.



Sustentação e arrasto por potência/velocidade



Sustentação e arrasto por densidade

VARIAÇÃO DE VELOCIDADE EM VOO NIVELADO

Matematicamente pode ser explicado através da seguinte fórmula

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

Abaixo algumas regras práticas as quais podem ser úteis para a determinação de certas velocidades com a alteração de alguns parâmetros.

Esta primeira regra pode ser utilizada para qualquer velocidade (velocidade mínima, máxima autonomia, máximo alcance...) exceto para a velocidade máxima – a qual possuirá uma fórmula específica.

1ª Velocidade

$$V = \frac{PACa}{DAC}$$

Peso – altitude – carga alar

Densidade – área da asa – coeficiente de sustentação

2ª Potência Necessária

$$N = \frac{PACa}{DAC}$$

Peso – altitude – carga alar

Densidade – área da asa – coeficiente de sustentação

3ª Velocidade Máxima

$$V_{max} = \frac{DCa}{PAAC}$$

Densidade – Carga alar

Peso – altitude – área da asa – coeficiente de sustentação



CONCEITOS BÁSICOS DO VOO PLANADO

Neste tipo de voo a sustentação é menor que o peso, o avião desce por ação da gravidade e do peso da aeronave – não existe, portanto, influência direta do motor no movimento.

Podemos associar o voo planado de uma aeronave com um carro que desce uma ladeira. A ladeira está inclinada, portanto o peso que fica na vertical terá outros dois componentes, o componente vertical do peso e o componente horizontal do peso – conforme exemplifica a figura abaixo:

Desenhe o carro com os vetores

Pelo teorema de Pitágoras ($H^2=B^2+C^2$) aplicado aos 1000kgf do peso, chega-se aos valores de 500kgf na horizontal e 866kgf na vertical. No avião, ocorre a mesma situação, entretanto, existem outras forças que devem ser consideradas – Sustentação, arrasto e tração, conforme a figura abaixo:

Desenho o avião em descida com os vetores

No voo planado o vetor vertical do peso é igual a sustentação, porém o peso é maior que a sustentação. Neste tipo de voo, como a velocidade se mantém constante, o arrasto é equivalente ao valor da tração – desta forma não há aceleração e a velocidade se mantém constante.

ÂNGULO DE PLANEIO

Ângulo formado entre a trajetória de voo e a linha do horizonte.

VELOCIDADE DE MELHOR PLANEIO

É o mesmo que a velocidade de melhor ângulo de descida. É a velocidade a qual permite ao avião plainar a maior distância possível. É, portanto, a velocidade que deve ser utilizada durante aproximações para pouso, pane de motor e emergências em geral. O seu valor numericamente coincide com a velocidade de máximo alcance.

TENTATIVA DE MELHORAR O ÂNGULO DE PLANEIO

Na tentativa de melhorar o ângulo de planeio aumentando o ângulo de ataque o avião permanecerá mais tempo no ar, porém a distância percorrida será menor. Esta seria a velocidade de menor razão de descida/velocidade de menor afundamento - velocidade na qual o avião permanece o maior tempo no ar – numericamente equivale a velocidade de máxima autonomia.

Na tentativa de diminuir o ângulo de ataque para melhorar o ângulo de planeio a velocidade aumentaria muito, o avião permaneceria menor tempo no ar e a distância percorrida seria também menor.

Nada pode ser feito para melhor o ângulo de planeio exceto utilizar a velocidade de melhor ângulo de planeio calculada para aquele avião que corresponde ao melhor ângulo de planeio.

VELOCIDADE FINAL

É a velocidade máxima que um avião pode atingir em um mergulho ou planeio vertical. Neste tipo de manobra a sustentação é nula, para que o movimento possa ser vertical e o ângulo de ataque também é nulo pelo mesmo motivo. A velocidade aumenta rapidamente e estabiliza-se quando o arrasto se torna igual ao peso da aeronave. Na velocidade final o arrasto numericamente é igual ao peso.



VELOCIDADE LIMITE

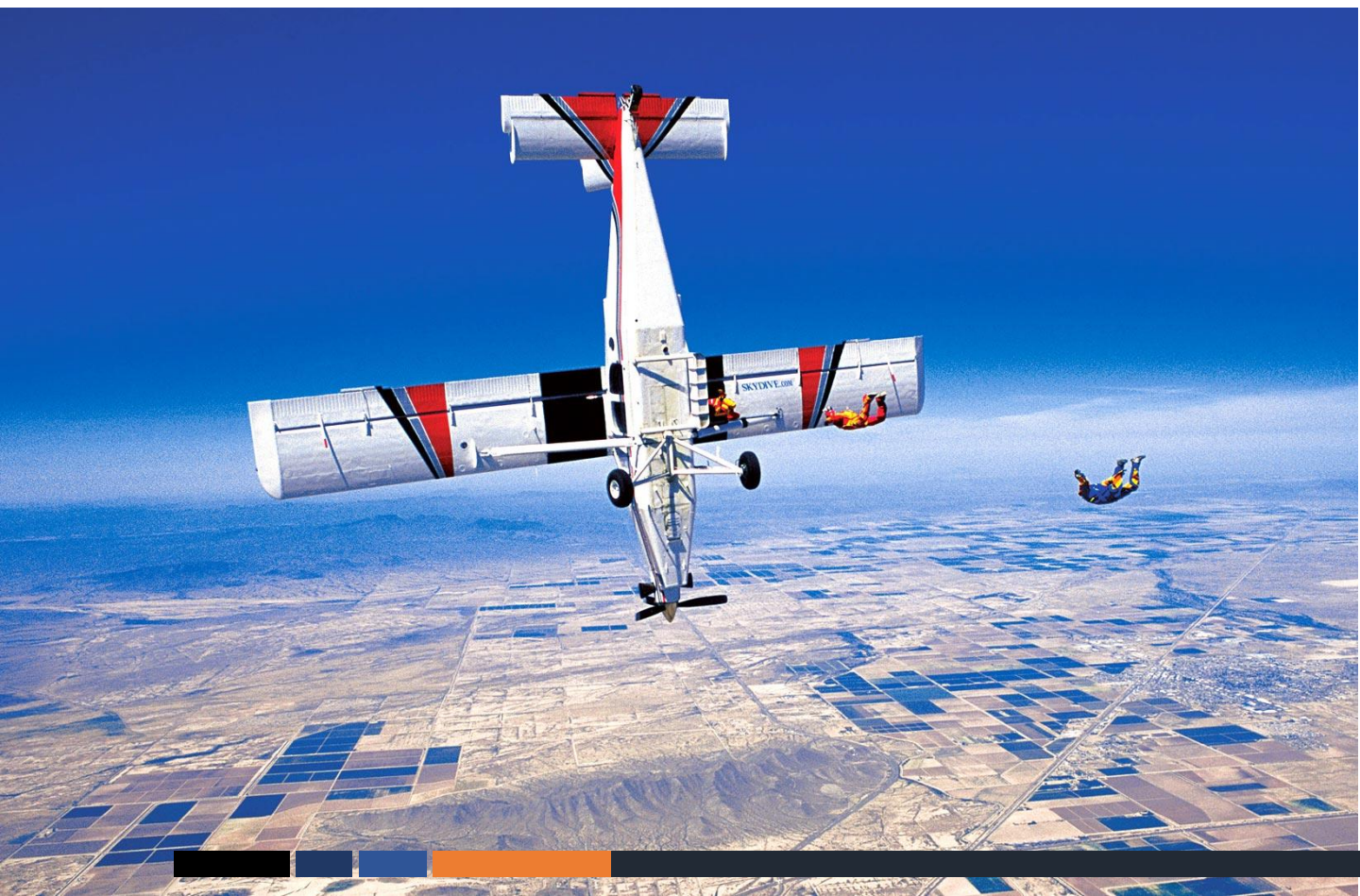
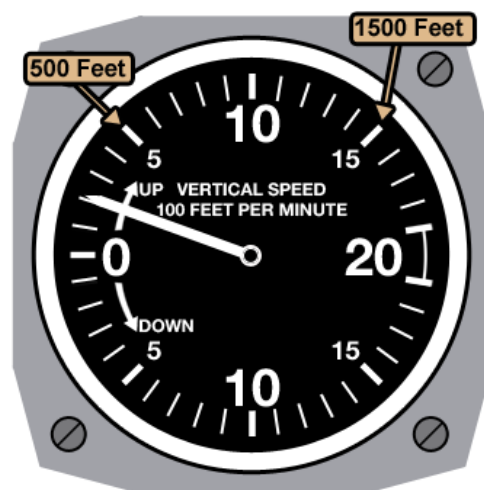
É a velocidade estabelecida pelo fabricante do avião. A velocidade limite é aquela que se for ultrapassada haverá danos/ destruição completa da estrutura do avião. A velocidade final só pode ser atingida se a velocidade limite não for ultrapassada para isto.

RAZÃO DE DESCIDA

É a altura perdida por unidade de tempo. É indicado no variômetro, também conhecido como Climb. Geralmente suas unidades são em pés por minuto, mas também pode ser utilizado metros por segundo. Quando o Climb estiver positivo, significa que a acft está subindo e quando o clib estiver negativo significa que a aeronave está descendo.

Exemplo:

R/D 500ft/min → Razão de descida de 500 pés por minuto.





INFLUÊNCIA DO PESO

O peso de uma aeronave em voo planado não influencia na distância percorrida no solo e também não influencia no ângulo de planeio. A única alteração que será na velocidade - que aumenta quando a aeronave efetua voo planado com um peso maior. Aumentando a velocidade com que a aeronave desce, aumentará também a razão de descida. O desenho abaixo exemplifica a situação:

Desenho o avião descendo com pesos diferentes conforme referência da aula

VENTO DE CAUDA

O vento de cauda vem no mesmo sentido da trajetória do avião, empurrando-o para frente. Logo, é fácil perceber que a velocidade em relação ao solo (VS) será maior e o avião percorrerá uma distância no solo maior. O ângulo de planeio, entretanto, será menor.

VENTO DE PROA

O vento de proa incide na aeronave no sentido oposto a que esta se desloca, logo é fácil perceber que a velocidade em relação ao solo (VS) será menor e a distância percorrida no solo também. O ângulo de planeio, entretanto, será maior.

INFLUÊNCIA DA ALTITUDE NO VOO PLANADO

Como já foi visto no capítulo de voo em linha reta horizontal com velocidade constante, próximo ao nível médio do mar a acft obtém sustentação facilmente porque o ar é denso – não é necessário, portanto, muita potência para prover velocidade e gerar sustentação. Assim como existe sustentação, porque o ar é denso, existe também arrasto. Em altitude, o ar fica rarefeito, por isso, para se obter sustentação é necessário muita potência para gerar velocidade e assim obter sustentação para se manter em voo. Ao se utilizar a potência do motor para gerar sustentação obtém-se também arrasto. Logo, como pode-se ver a quantidade de arrasto é igual tanto em altitude quanto próximo ao nível médio do mar, desta maneira, o piloto pode manter a mesma VI e estimar o mesmo alcance do planeio independente da altitude que ele se encontra – porque a quantidade de arrasto é igual. Deve-se atentar unicamente, que quanto mais alto se estiver maior será a velocidade da acft em relação ao ar (VA).

INFLUÊNCIA DO VENTO

SEM VENTO

Quando não há vento o avião mantém o ângulo de planeio esperado, bem como a velocidade de planeio esperada e percorre a distância no solo prevista. Dependendo das condições atmosféricas os valores podem não coincidir exatamente com o proposto no manual, mas será semelhante.





VOO ASCENDENTE

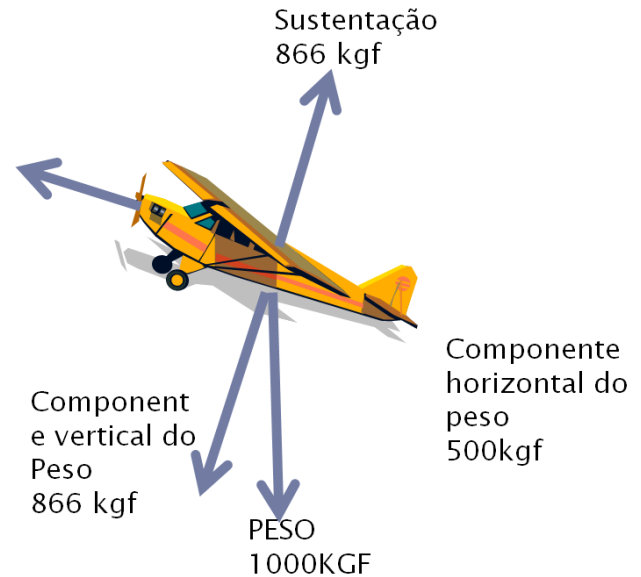
Assim como no capítulo de voo planado, será feito uma analogia com um automóvel subindo uma ladeira para compreender os conceitos de como o avião se comporta durante uma subida.

AUTOMÓVEL

Para subir um morro o carro precisa vencer o arrasto produzido pelo vento relativo (sentido oposto ao deslocamento) e a componente do peso (vetor direcionado para baixo e para trás). A força do carro para subir deve ser maior que estas duas componentes juntas **NECESSARIAMENTE**.

Obs: Como o carro está inclinado, o vetor do peso será decomposto em vetor vertical do peso e vetor horizontal do peso.

****Desenhe o carro subindo a laderia e a posição dos vetores, conforme referência da aula.**



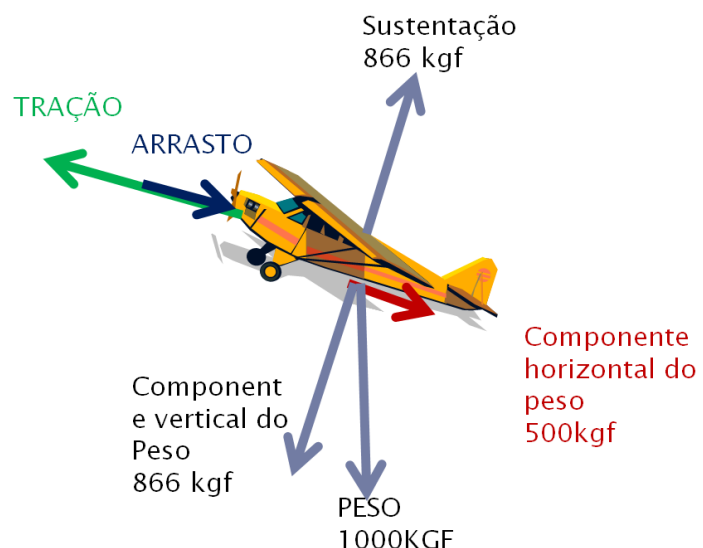
Se observarmos atentamente a figura acima, veremos que a sustentação (866) é menor que o peso (1000kg). Como poderia a acft subir se a sustentação é menor que o peso da aeronave? Isso ocorre porque durante o movimento de subida a hélice fica inclinada para cima, suportando parcialmente o peso do avião e aliviando os esforços nas asas, logo a asa precisa suportar um peso aparentemente menor, logo a sustentação necessária é menor – podendo ter o seu valor menor que o peso inclusive, porém não inferior ao componente vertical do peso.

OBS: A tração não será igual ao arrasto no voo ascendente como é no voo horizontal. Em um voo ascendente, a tração será igual ao arrasto + componente horizontal do peso.

Segundo a figura acima, a força necessária mínima para subir o morro é maior que 700kgf e após o carro estar em movimento é de no mínimo 700kgf.

AVIÃO

Para subir precisa vencer o arrasto produzido pelo vento relativo (sentido oposto ao deslocamento) e o componente do peso (vetor direcionado para baixo e para trás), logo, a força direcionada para frente e para cima (tração) deve ser necessariamente maior que estes dois componentes e após o movimento ser iniciado, deve ser, no mínimo, igual. Além disso, a força de sustentação deve ser no mínimo igual ao componente vertical do peso.





VELOCIDADE DO AVIÃO EM VOO ASCENDENTE

Em um voo ascendente, existem duas componentes de velocidade: componente horizontal denominada velocidade horizontal que determina o quanto a acft avança e componente vertical, denominada velocidade vertical que determina o quanto a acft sobe. A velocidade vertical é também denominada de R/S (razão de subida).

VELOCIDADE MÁXIMA RAZÃO DE SUBIDA

Velocidade na qual o avião ganha altura o mais RÁPIDO possível.

VELOCIDADE DE MÁXIMO ÂNGULO DE SUBIDA

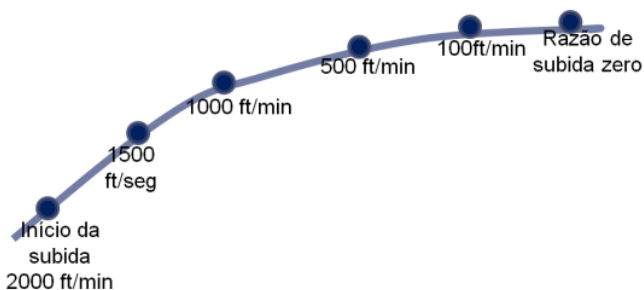
Velocidade na qual o avião sobe com o maior ângulo de subida. Esta velocidade é muito utilizada para livrar obstáculos, geralmente empregada logo após decolagens. É uma velocidade numericamente menor que a velocidade de máxima razão de subida.

RAZÃO DE SUBIDA MÁXIMA E O MAIOR ÂNGULO DE SUBIDA

Dependem do peso do avião, altitude do local, potência disponível e área da asa. Para se obter um maior ângulo de subida é necessário baixo peso, baixa altitude, alta potência disponível e grande área da asa. Para se obter uma maior razão de subida é necessário baixo peso, baixa altitude, alta potência disponível e pequena área da asa.

INFLUÊNCIA DA ALTITUDE NO VOO ASCENDENTE

A medida que o avião ganha altura a densidade do ar diminui. Conforme a densidade diminui, a razão de subida máxima diminui (devido a influência da densidade na geração de sustentação).



TETO PRÁTICO OU TETO DE SERVIÇO

Altitude na qual a razão de subida máxima é 100 pés por min.

TETO ABSOLUTO

Altitude na qual a razão de subida Máxima é ZERO. Nesta altitude não é mais possível subir, o avião mal é controlado e só existe uma velocidade possível, estol. Logo, a aeronave tende a estolar.

TETO PRÁTICO E TETO OPERACIONAL

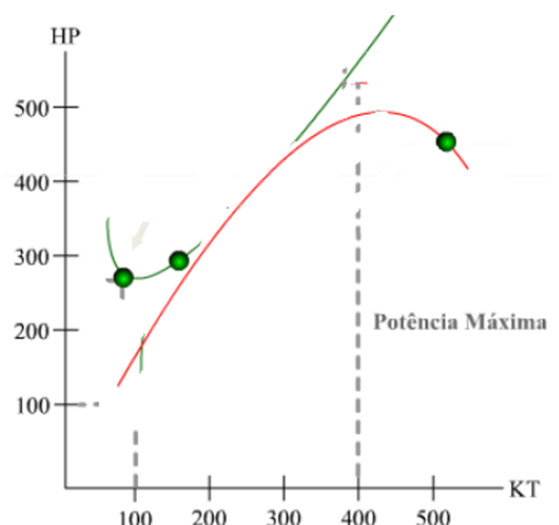
Ambas são altitudes densidade, logo não existe uma altitude fixa em que esta situação ocorre, pois depende da densidade do ar. Não existe visualização no altímetro, portanto. Deve-se observar constantemente a razão máxima de subida desempenhada pelo Climb durante a trajetória ascendente.

RAZÃO DE SUBIDA MÁXIMA

A razão de subida máxima é obtida na velocidade em que há maior sobre de potência. Analisando no gráfico corresponde a dizer que a razão de subida máxima consiste no ponto em que há maior sobre de potência (potência necessária e disponível).

COMPORTAMENTO DAS POTÊNCIAS (NECESSÁRIA E DISPONÍVEL) COM O AUMENTO DA ALTITUDE

Com o aumento da altitude a potência disponível diminui e a potência necessária aumenta, observa-se no gráfico, portanto, o deslocamento das curvas:



As curvas se tocam em um único ponto. Neste ponto, a potência necessária é igual a potência disponível, não há sobre de potência, logo, não é mais possível subir. Este ponto corresponde ao teto absoluto – mencionado anteriormente, onde só existe uma velocidade possível



CONCEITO

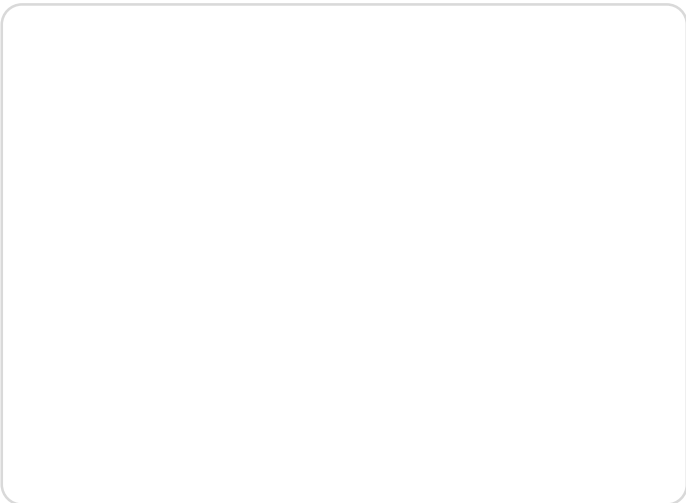
Para entendermos as forças que agem em uma aeronave durante uma curva será feita uma analogia com uma bolinha pendura que descreve um movimento circular presa por um fio.

Desenhe a bola pendurada em um ponto rotacionando, como na animação da aula:



A bola de chumbo pendurada em um cabo descreve um movimento circular. Neste movimento existem, basicamente, duas forças: o peso da bola para baixo e a tração no cabo que mantém a bolinha suspensa. Um avião em curva, é semelhante a bolinha de chumbo pendurada no teto, não existe, entretanto o cabo – logo, esta força deve ser criada.

Desenhe a aeronave e os vetores, conforme referência da aula:



Peso da bola é agora o peso do avião e a tração do cabo é a força de sustentação. A sustentação pode ser obtida por ângulos de ataques elevados, velocidade e densidade alta do ar – segundo a fórmula da referida força.

COMPORTAMENTO DAS FORÇAS

Quando a acft entra em curva ela fica inclinada, logo, a sustentação será decomposta em outros dois vetores: componente vertical da sustentação e componente horizontal da sustentação. O componente horizontal da sustentação é também denominado força centrípeta que é a força que puxa a acft para dentro do raio da curva.

Para que o voo em curva seja mantida em altitude constante, o componente vertical da sustentação deve ser igual ao peso. Logo, o vetor da sustentação (componente vertical + componente horizontal) deve ser maior que o peso.

OBS: É importante salientar, portanto, que em voo em curva NIVELADO a sustentação será MAIOR que o peso – devido a decomposição dos vetores que ocorre quando a acft se inclina para entrar em curva.

FORÇA CENTRÍPETA

É a força que “puxa” o avião para dentro da curva. Ela aumenta com o aumento do peso, aumento da velocidade e diminuição do raio da curva e diminui quando o raio de curva aumenta, a velocidade e o peso diminuem.

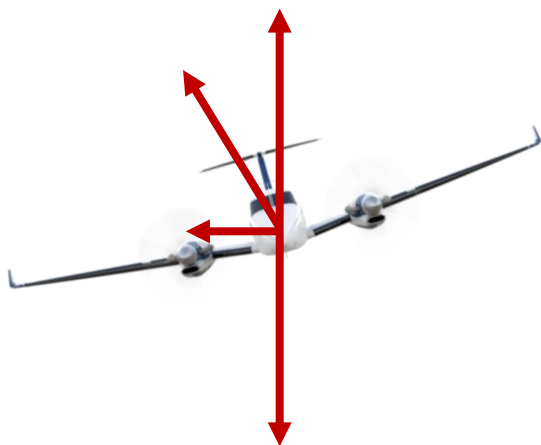
Muitas vezes, estes conceitos podem ficar difíceis de compreender, pode-se associar, portanto, um voo em curva com um trenó preso em uma corda – a força de tração no cabo corresponde a força centrípeta da acft em curva:

Quando a velocidade aumenta, a força de tração no cabo aumenta. Assim como quando existem mais pessoas no trenó ou quando o raio da curva descrito pelo trenó é menor.

PEQUENA INCLINAÇÃO

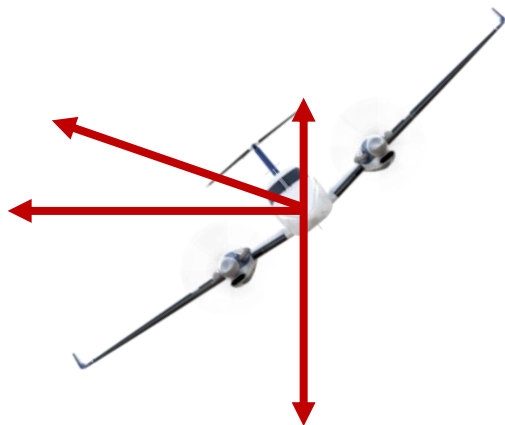
Quando se inclina pouco para executar uma curva a componente da força centrípeta é pequena e a componente vertical da sustentação permanece alta. A modificação das forças é tão pequena que a acft nem ao menos tende a descer – ela permanece curvando em linha reta horizontal.



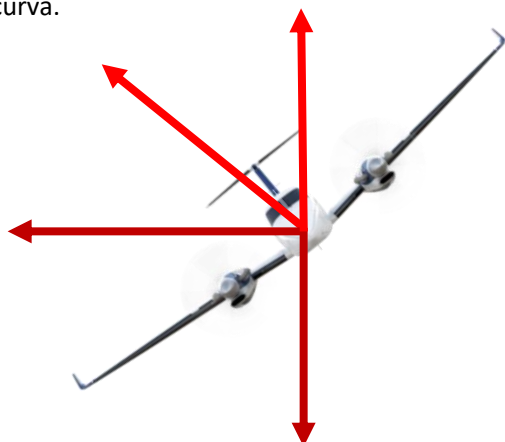


GRANDE INCLINAÇÃO

Quando se efetua uma curva com grande inclinação, o componente horizontal – centrípeta é grande e a componente vertical fica muito pequena e por isso, não consegue mais contrapor o peso – como peso fica maior, a acft tende a descer.



Para evitar que a acft não desça é preciso aumentar a sustentação através do aumento do ângulo de ataque – quando este não puder ser mais aumentado, deve-se aumentar a potência da acft, gerando maior velocidade e, portanto, mais sustentação. A sustentação gerada será grande e a componente vertical maior o suficiente para contrapor o peso e manter o voo em linha reta em curva.

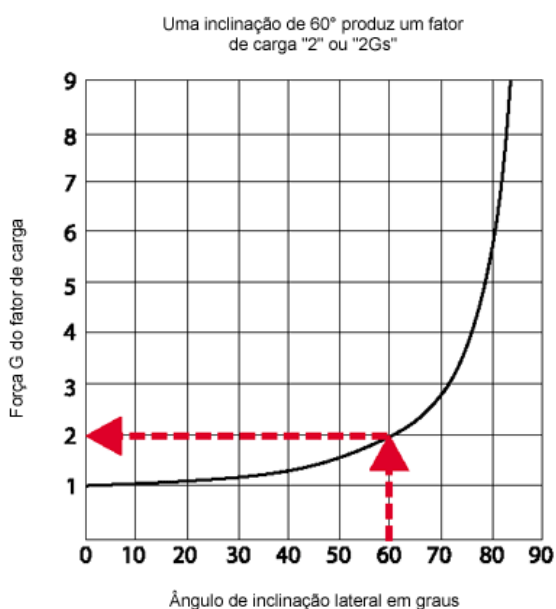


Em curvas de grande inclinação o manche deve se manter sempre cabrado o suficiente para a acft não descer, assim como o aumento de potência deve ser empregado, se necessário, para evitar o movimento descendente durante a curva. Conforme a curva é desfeita, deve-se picar a acft e retirar o excesso de potência aplicado em curva.

CURVA DE 60º

Em uma curva de 60º de inclinação a sustentação para manter a curva nivelada é igual ao dobro do peso. O fator carga é portanto de 2G, ou seja, “duas vezes” aceleração da gravidade.

O gráfico abaixo exemplifica como o fato de carga aumenta com o aumento da inclinação da acft – quando o voo é mantido com altitude constante:



DEDUÇÕES

Quanto maior for a inclinação, maior será a força centrípeta e menor o componente vertical da sustentação, maior será a necessidade de cabrar e, se a inclinação for muito grande, será necessário aumentar mais a sustentação através do aumento de potência na acft.

Quanto menor for a inclinação, menor será a força centrípeta, maior o componente vertical da sustentação, menor a necessidade de cabrar ou até mesmo nem há necessidade de cabrar porque a diminuição do vetor vertical é tão pequena que não provoca modificação na altitude do voo.



ERROS DE PILOTAGEM EM CURVA

VELOCIDADES

Para se descrever uma curva com mesmo raio, quando a velocidade do movimento aumenta, a inclinação também aumenta.

Para se descrever curvas com raios diferentes porém com a mesma velocidade o ângulo de inclinação diminui quando o raio da curva aumenta.

PESO

O ângulo de inclinação não depende do peso, isso significa que um avião mais pesado pode voar com o mesmo ângulo de inclinação desde que possuía voo com mais potência e um ângulo de ataque mais elevado que a acft leve.

LIMITES DE INCLINAÇÃO

Um avião não pode fazer curvas de inclinação acima de um determinado limite, pois quanto maior a inclinação, maior a força centrípeta envolvida e deve-se aumentar a sustentação de alguma maneira. Se a inclinação aumenta muito, a necessidade de aumentar a sustentação é muito grande e podem não haver recursos para aumentar tanto assim a sustentação. Se os recursos acabarem e a necessidade continuar a acft não conseguirá mais manter o voo em curva nivelado e começará a descer porque existe uma desproporção entre as forças muito grande.

INCLINAÇÃO DE 90º

Curva com inclinação de 90º é impossível porque a sustentação necessária é infinitamente grande e a acft não possui recursos (ângulo de ataque e potência) o suficiente para contrapor a diminuição do componente vertical da sustentação.

GLISSADA

Quando a inclinação das asas for exagerada, a componente horizontal se tornará muito grande e o componente vertical da sustentação diminuirá muito e rapidamente – sendo, portanto, insuficiente para contrapor o peso da acft. Neste erro, a acft desce escorregando ainda para dentro da curva.

DERRAPAGEM

Quando a inclinação das asas é insuficiente a componente horizontal (força centrípeta) se torna insuficiente para puxar a acft para dentro do raio de curva pretendido e a acft escorrega para fora do raio da curva. Este erro pode ocorrer também quando se aplica pedal de forma descoordenada.

RAIO LIMITE

Como foi visto, para voar nivelado em curva, é preciso aumentar a sustentação. Quanto maior a inclinação desejada, maior o aumento da sustentação necessário. A medida que se diminui o raio da curva aumenta-se ângulo de ataque e a potência.

Raio limite é a trajetória que a acft descreve quando está na sua inclinação máxima, usando o maior aumento de ângulo de ataque possível combinado com 100% de potência.

MODIFICAÇÃO DO RAO LIMITE COM A ALTITUDE

Para conseguir aumentar a inclinação é preciso sustentação! A sustentação é obtida através de ângulo de ataque, velocidade e densidade. No conceito de raio limite o ângulo de ataque já estará no máximo, bem como a velocidade gerada pela





potência máxima da acft. Se a densidade for alterada, haverá alteração no raio limite da acft.

Próximo ao nível médio do mar → Ar é mais denso, potência disponível do motor é grande, potência necessária do motor é pequena (conforme visto no capítulo de voo linha reta horizontal com velocidade constante), logo é fácil de se obter sustentação – a acft pode aumentar a inclinação e descrever um raio limite pequeno.

Em altitude → O ar é menos denso, a potência disponível do motor é menor, a potência necessária do motor é maior, é portanto, mais difícil conseguir sustentação, logo, a acft não pode inclinar muito e o raio limite descrito pela mesma é maior do que próximo ao nível médio do mar.

IMPORTANTE:

Quanto mais se aumentar a altitude, maior será o raio limite até atingir o teto absoluto onde o avião mal consegue manter voo em linha reta horizontal e é impossível inclinar sem estolar.



COMANDOS EM CURVA

INICIAR UMA CURVA

Inicialmente deve ser comandar aileron para o lado da curva pretendida. Conforme se inclina, deve-se, suavemente, aplicar pedal no mesmo sentido da curva (corrigir a guinada adversa). Se a acft iniciar um leve movimento descendente conforma a inclinação aumenta deve-se cabrar gradativamente o manche a fim de evitar este movimento e manter a curva em voo nivelado. Se mesmo com o ângulo de ataque elevado a acft continuar com tendência de descer, deve-se aplicar gradativamente potência para contrapor esta tendência e a quantidade de arrasto criada pelo aumento do ângulo de ataque.

IMPORTANTE: Durante a curva, a asa externa estará voando com uma velocidade ligeiramente superior se comparado a asa interna e por isso haverá maior sustentação o que fará com que esta asa seja ainda mais elevada e aumente, portanto, a inclinação da curva. O piloto, com o objetivo de corrigir a inclinação demasiada deve comandar ailerons para o lado oposto a curva pretendida quando esta tendência ocorrer.

VELOCIDADE DE ESTOL EM CURVA

Velocidade de estol em curva é maior, logo é mais fácil atingi-la e portanto, mais perigoso. Em uma curva acentuada, o avião pode atingir o ângulo de ataque crítico antes e **ESTOLAR EM CURVA** o que favorece o início de um parafuso.

Em curvas muito acentuadas é aconselhável utilizar **POTÊNCIA**, para garantir que haja aumento da velocidade e o avião não estole. Após ultrapassar o ângulo crítico é possível voar, se houver muita sobra de potência, entretanto, para pequenos aumentos de ângulo de ataque será necessário um grande aumento de potência.





São dispositivos que permitem controlar a aeronave nos seus três eixos imaginários (Longitudinal, Transversal e Vertical) em um ponto específico denominado centro de gravidade – onde existe o cruzamento destes três eixos.

ESTABILIDADE E INSTABILIDADE

A força exercida na superfície reflete a estabilidade da aeronave. Se for necessária muita força para modificar o movimento da aeronave em um determinado eixo, a aeronave será mais estável e se for necessário pouca força para modificar o referido movimento, a aeronave será mais instável.

É MELHOR SER ESTÁVEL OU INSTÁVEL?

O ideal é que seja obtido um “MEIO TERMO” entre estabilidade e instabilidade, pois a aeronave precisa de ambos. É preciso estabilidade para manter a aeronave em um movimento contínuo e esta não se desestabilize por qualquer rajada de vento, por exemplo, mas também é necessário instabilidade porque sem ela não seria possível modificar o avião no espaço e este permaneceria sempre na mesma direção.

EIXOS

Os movimentos da acft ocorrem segundo 3 eixos imaginários. Toda vez que houver modificação nos eixos será devido a modificação aerodinâmica da respectiva superfície de comando.

Eixo longitudinal – AILERONS - curvar o avião para o lado/ inclinar as asas.

Eixo transversal/lateral - PROFUNDOR – para cima e para baixo.

Eixo vertical – LEME - desviar o nariz para um lado e para outro.

EIXO LONGITUDINAL

É acionado pelos ailerons, os quais são articulados no bordo de fuga das asas. Movendo os ailerons, através do manche, é possível efetuar o movimento de rolagem, rolamento, bancagem (bank) ou ainda inclinação lateral. Os Ailerons movimentam-se de forma simultânea e oposta modificando o perfil aerodinâmico e por isto as forças que agem nas asas.

EIXO TRANSVERSAL/LATERAL

Este movimento é efetuado através do manche, puxando-o ou empurrando-o. O respectivo momento é denominado Arfagem ou Tangagem. Ao acionar o manche desta forma, move-se o profundor, localizado na empenagem e articulado ao

bordo traseiro do estabilizador horizontal – modifica-se, desta maneira, as forças que agem na superfície e conseqüentemente, o movimento da acft.

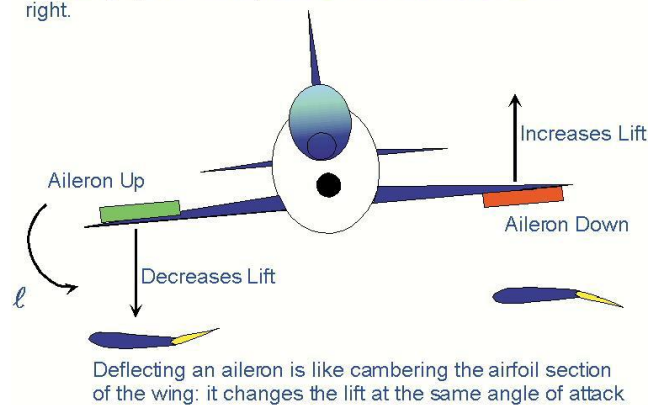
EIXO VERTICAL

O movimento efetuado no eixo vertical é denominado Guinada e é efetuado pelos pedais da acft que acionam o leme de direção, localizado na empenagem articulado no bordo de fuga do estabilizador vertical/deriva. Este movimento corresponde a girar o nariz da acft para a direita ou para a esquerda.

GUINADA ADVERSA

Em uma curva, o aileron defletido para baixo (aileron da asa que sobe) produz maior arrasto, logo a acft tende a guinar para o lado oposto a curva pretendida. Esse fenômeno da acft ter a tendência de sair para fora do raio da curva é denominado guinada adversa.

Deflecting right aileron up causes the aircraft to roll to the right.

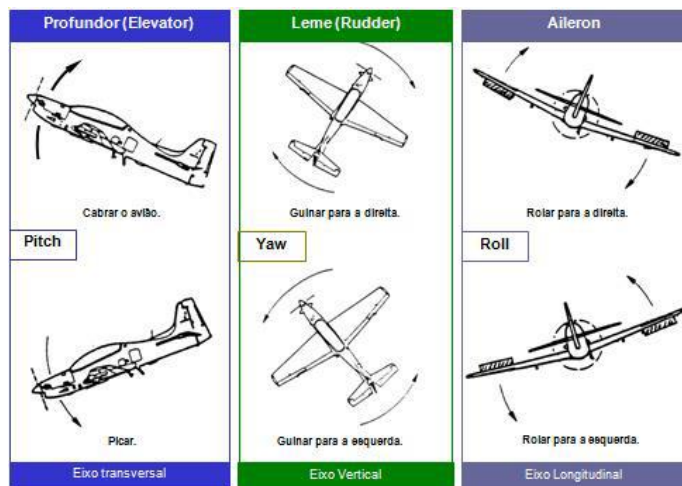


A principal forma de anular a guinada adversa é aplicar leme de direção no sentido oposto a guinada adversa, ou seja, para o lado da curva pretendida. Quando se pressiona pedal do lado da curva, cria-se um vetor que anula a guinada adversa e a aeronave pode descrever o raio de curva pretendido perfeitamente.

Outras soluções possíveis é equipar o avião com ailerons diferenciais ou ailerons do tipo frise. Ailerons diferenciais são ailerons que possuem o movimento/amplitude para cima maior do que para baixo, igualando assim os arrastos produzidos em ambas as asas. Ailerons do tipo frise são ailerons que possuem uma saliência dianteira que provoca maior arrasto quando se movem para cima – igualando novamente a quantidade de arrasto produzida em ambas as asas. Quando a quantidade de arrasto é igual nas asas a aeronave permanece no raio de curva correto sem escapar para nenhum dos lados.



OBS: Quando a acft é equipada com qualquer tipo de aileron modificado, não é preciso pressionar o pedal para coordenar as curvas.



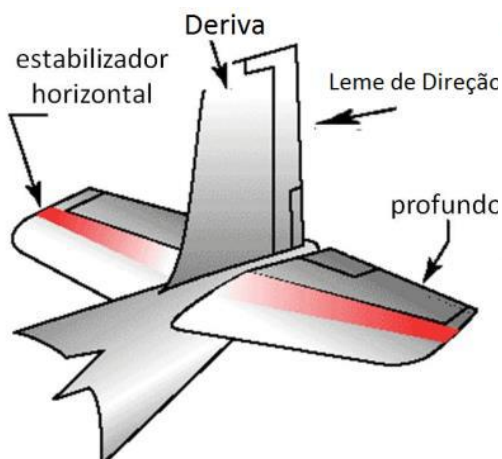
SUPERFÍCIES DE COMANDO

Produzem as forças necessárias para movimentar de forma controlada o avião. O movimento das superfícies modifica a forma como o fluxo de ar passa por elas e modifica a força criada, modificando, portanto, o movimento resultante.

SUPERFÍCIES DE PLANO FIXO

A maioria das acfts de treinamento é do tipo plano fixo + plano móvel.

Apenas o plano móvel move-se, modificando o fluxo de ar que passa e assim modificando as forças e movimento resultante. A parte fixa tem a função estabilizar o movimento, enquanto que a parte móvel tem a função de instabilizar e permitir modificação do movimento, tanto no plano vertical (deriva e leme de direção) quanto no plano horizontal (estabilizador e profundor).



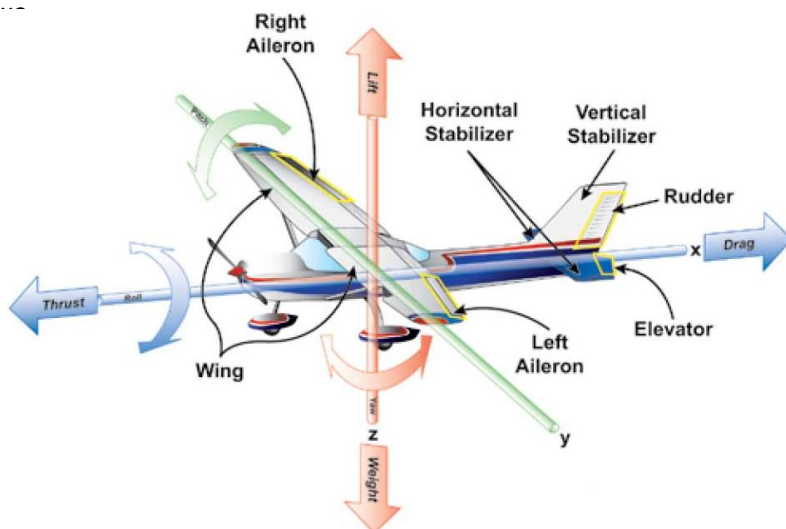
SUPERFÍCIES DE COMANDO SEM PLANO FIXO

Neste tipo de configuração a empennagem é toda móvel. Engenharia de projeto diferente, mas os efeitos considerados são os mesmos. É importante considerar, contudo que, como não existe plano fixo, a acft tende a ser mais sensível e mais instável.

COMPENSADORES

Algumas aeronaves possuem as superfícies de comando muito grandes e seria necessária muita força para movimentá-las. Os compensadores, tabs ou equilibradores são superfícies instaladas no bordo de fuga das superfícies de comando que permitem suavizar os esforços. São uma espécie de contrapeso aerodinâmico, ficam, por isso, sempre na condição oposta a superfície de comando. Os compensadores modificam a "forma total" da superfície, logo o vento relativo atinge de maneira diferente modificando a força e o movimento. É uma espécie de ajuste fino. Existem basicamente três tipos de compensadores: deslocamento do eixo de articulação, compensação por saliência e compensador automático.

Os compensadores, tabs ou equilibradores podem ser também classificados em fixos, comandáveis e automáticos. Os compensadores fixos são ajustados em solo, os comandáveis em voo e os automáticos – de forma automática durante o voo por um sistema específico sem que o piloto tenha que interferir.





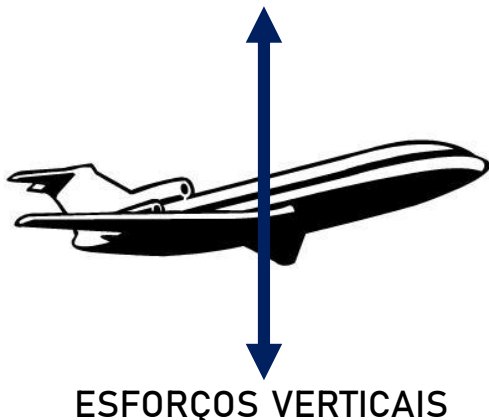
CONCEITO

Durante o voo a aeronave está exposta a forças que provocam esforços na estrutura. Independente do tipo de voo, seja voo em linha reta horizontal, subida, descida, planado, curvas... Esses esforços são gerados por cargas dinâmicas que aparecem durante a modificação de atitude do avião em relação ao espaço. Elas podem ser horizontais ou verticais. As cargas dinâmicas são fracas e pouco aparecem no voo, as cargas verticais, ao contrário, predominantes em qualquer tipo de voo e são muito importantes.

Cargas dinâmicas horizontais podem ser no sentido longitudinal ou transversal.



Cargas dinâmicas verticais



O fator de carga é o que gera o aparecimento de cargas dinâmicas na estrutura da aeronave. Fator de carga é a relação que existe entre a sustentação produzida por uma acft e o seu peso, conforme mostra a fórmula abaixo:

$$\text{Fator Carga} = \frac{L (\text{Sustentação})}{W (\text{Peso})}$$

VARIAÇÕES DE FATOR DE CARGA

Toda vez que houver modificação da sustentação envolvida no movimento, haverá variação do fator de carga. De uma maneira geral, pode-se dizer que em voo em linha reta horizontal o fator de carga é um; ao cabrar, maior que um; ao picar pode ser menor que um ainda positivo, zero ou negativo – dependendo da magnitude do comando aplicado. Se for descrita uma trajetória parabólica o fator de carga envolvido será igual a zero e se o comando for uma picada violenta, será negativo.

Quando o fator de carga é nulo, os objetos tendem a flutuar momentaneamente e quando o fator de carga é negativo os objetos tendem a ser lançados em direção ao teto da acft de forma brusca.

CAUSADORES DE FATORES DE CARGA ELEVADOS

Podem gerar fatores de cargas elevados: voo em curvas, manobras, rajadas de vento e recuperação de mergulhos.

VOO EM CURVA

Em curva nivelada, conforme visto no capítulo de voo em curva, a sustentação deve ser maior que o peso, logo o fato de carga é maior que um. Quanto maior for a inclinação, maior deverá ser a sustentação para contrapor peso e consequentemente, maior será o fator de carga envolvido. Em curva os fatores de carga poderão ser maiores ou menores, mas sempre serão positivos.

→ Curva inclinada 60º é preciso que a sustentação seja duas vezes o valor do peso, logo o fator de carga associado a 60º de inclinação lateral é de 2G.

→ Curva inclinada 90º teria o G infinitamente grande, porque a sustentação é infinitamente grande (tende ao infinito).



MANOBRAS

O piloto pode provocar grandes fatores de cargas em manobras se a sustentação for aumentada ou diminuída. Por isso, é muito importante conhecer os limites estruturais da aeronave. Cada avião possui os seus limites específicos, mas, de uma forma geral, pode-se dizer que aviões com finalidades diferentes terão limites diferentes:

Aviões de acrobacias

Fator de carga positivo máximo: 6G

Fator de carga negativo máximo: -3G

Em aviões de linha aérea

Fator de carga positivo máximo: + 2,5G

Fator de carga negativo máximo: -1G

Em aviões de treinamento

Fator de carga positivo máximo: +3,8G

Fator de carga negativo máximo: -1,5G

RAJADAS

Voando em linha reta horizontal o ângulo de ataque é pequeno - a sustentação é igual ao peso e o fator de carga é igual a 1. Se surgir uma rajada ascendente o ângulo de ataque aumentará bruscamente, aumentando a sustentação e consequentemente o fator de carga envolvido. Se este aumento for muito grande, poderá exceder limites estruturais e danificar a acft. Para evitar fatores de carga elevados em turbulência, deve-se reduzir a velocidade de acordo com as recomendações do fabricante do avião. Esta velocidade não pode ser muito baixa, pois a acft poderá estolar com o aumento do ângulo de ataque provocado por uma rajada ascendente e não pode ser muito alta, pois o avião ficará muito suscetível aos esforços gerados pela turbulência.

RECUPERAÇÕES DE MERGULHOS

Durante a recuperação de mergulho podem ocorrer grandes fatores de carga muito elevados. Durante um mergulho a velocidade do avião é muito elevada, devido ao movimento descendente que este executa. No momento da recuperação (inverter o voo descendente para ascendente) a asa deve produzir sustentação para contrapor o peso e subir, e ao mesmo tempo força centrípeta – afinal, o movimento de recuperação não deixa de ser uma trajetória circular – logo, existe também força centrípeta associada.

Um dos maiores problemas associados a recuperação de mergulhos é o estol de alta velocidade que ocorre quando o piloto, na tentativa de recuperar do mergulho cabra o manche bruscamente excedendo o ângulo de ataque crítico da asa e estolando a acft – ainda que com velocidade – afinal, a baixa velocidade é consequência do estol – mas não é necessário haver baixa velocidade para ocorrer estol – o ângulo de ataque crítico apenas precisa ser ultrapassado.

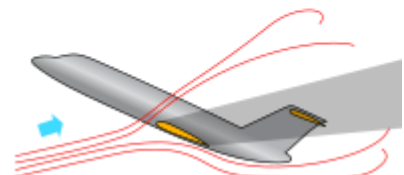
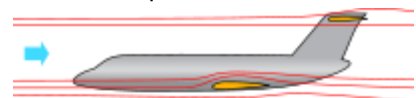
Se ocorrer um estol de alta velocidade no momento da recuperação, deve-se ceder o manche a fim de que o nariz da acft baixe e ganhe energia na asa. A partir deste momento, o piloto pode novamente cabrar o manche, porém agora de uma forma suave para que a asa consiga criar sustentação suficiente para contrapor o peso e criar ainda força centrípeta – permitindo o movimento circular da recuperação do mergulho.

IMPORTANTE: Durante a recuperação de um mergulho, perde-se impreterivelmente altitude, logo, a manobra deve ser iniciada a uma certa altura do solo para que não ocorram acidentes.

IMPORTANTE: Se a acft entrar em estol de velocidade, para a recuperação do voo normal será perdida mais altitude – logo, a distância do solo é um fator que deve-se ter muita atenção, pois se estiver muito próximo do solo a acft não conseguirá ganhar energia e subir novamente.

ESTOL DE VELOCIDADE – ACFTS COM CAUDA EM T

Em aviões que possuam a cauda em T, a recuperação pode ser impossível – porque quando a acft está com ângulos de ataque elevados, o profundor fica envolto por ar turbilhonado o que torna ineficiente os comandos – tornando impossível a recuperação. A solução para estol nesta acfts é instalar dispositivos que avisem o piloto antes da acft estolar, dando tempo para este retirar a condição de estol antes mesmo que ela ocorra.





CONCEITO

É a fase em que o avião levanta voo. É também a fase na qual o avião adquire sustentação mínima para sair do chão com segurança. Acfts de pequeno porte realizam esta fase com potência máxima por segurança.

CORRIDA DE DECOLAGEM

É durante a corrida para decolagem que o avião adquire velocidade e assim consegue gerar sustentação. A corrida possui basicamente três fases: inicial, intermediária e final.

A **fase inicial** consiste na aplicação de potência e o início da movimentação da acft sobre a pista. É preciso vencer a inércia, pois anteriormente à aplicação de potência a acft encontrava-se parada. Aplica-se, portanto, potência máxima – porém, como a velocidade ainda é baixa a hélice não aproveita o ar para gerar força, apenas faz vento – o recuo da hélice, portanto, é muito grande. Além disso, nesta fase o atrito é muito grande, pois não existe nada de sustentação para contrapor o peso.



Na **fase intermediária** a acft já está com velocidade superior à primeira, logo a hélice consegue aproveitar melhor o ar, gerando mais tração – sendo, portanto, o recuo menor. Devido ao aumento da velocidade, aparece sustentação – não o suficiente para decolar com segurança, mas o suficiente para contrapor o peso e aliviar o mesmo das rodas da aeronave – gerando menor atrito.



Na **fase final** a acft já está veloz e gerando sustentação suficiente para sair do chão com segurança. A velocidade para sair do chão corresponde a velocidade de rotação e esta é cerca de 120 a 130% da velocidade de estol. O atrito do avião com o solo é praticamente nulo porque existe pouco contato das rodas com o solo, já que a sustentação contrapõe parte do peso.





FINAL DA FASE DE DECOLAGEM

Inicia-se a fase de subida. Devem-se seguir as instruções do manual de voo do avião. Basicamente os fabricantes aconselham decolar com potência máxima e em uma altitude de segurança (cerca de 400 pés acima do terreno) deve-se fazer redução de potência, ajustar

passo de hélice, se houver, e limpar a acft (recolher trem e pouso, flaps) e ainda desligar bombas de combustível e farol de pouso.

OBS: O atrito do pneu com a pista será tanto maior quanto mais macia for a pista. (concreto, asfalto, grama e terra)

DECOLAGEM DE AVIÃO COM TREM DE POUSO CONVENCIONAL

Acfts que possuam trem de pouso do tipo convencional devem levantar a cauda na corrida de decolagem, com o objetivo de reduzir o ângulo de ataque para reduzir o arrasto e adquirir velocidade mais rapidamente, consumindo menos pista e saindo do solo com segurança. Se a cauda não fosse levantada, a acft atingiria a velocidade de estol e

sairia da pista, devido ao seu ângulo de atitude ser elevado, entretanto, com o aumento da altitude perderia velocidade e estolaria próximo à pista – que consiste um grande perigo devido a proximidade com o solo.

OBS: Os flaps facilitam a decolagem, desde que sejam utilizados de acordo com as instruções do fabricante. Geralmente existem três posições de flap; a primeira gera mais sustentação do que arrasto – por isso é mais indicado para decolagens normais. A segunda gera mais sustentação ainda, mas possui um incremento de arrasto maior que a primeira – por isso é indicado para decolagens curtas. A terceira posição e flap gera muito arrasto e é indicada apenas para pousos

VENTO DURANTE A DECOLAGEM

Se houver vento, a decolagem deve ser feita com vento de proa com a finalidade de diminuir a distância de decolagem, aumentar o ângulo de subida - ainda assim deve-se respeitar a velocidade de rotação (120 a 130% da velocidade de estol) - desta forma, se o vento diminuir repentinamente o avião permanecerá seguro.

CONDIÇÕES IDEAIS PARA DECOLAGEM

Baixa altitude, baixa temperatura, ar seco, pista em declive e vento de proa.





CONCEITO

Pouso é a fase em que o avião tem o objetivo de tocar o solo e permanecer neste. Pode ser conceituada também como uma “Queda controlada”. Existem basicamente dois tipos de pouso: pouso três pontos e pouso de pista.

POUSO TRÊS PONTOS

Esta técnica de pouso é mais utilizada por aviões com trem de pouso convencional. Neste tipo de técnica o avião é induzido gradativamente ao estol à medida que perde altura e se aproxima da pista. No momento que ele toca a pista deve estar posicionado de uma forma que as três rodas toquem o solo ao mesmo tempo. Este tipo de pouso é a “Legítima queda controlada”, pois o avião estola, porém na posição correta e próximo ao solo.

POUSO DE PISTA

Nesta técnica de pouso o avião toca o solo com uma velocidade maior do que no pouso três pontos, pois o avião vai até o solo com o motor funcionando em um regime de potência superior a marcha lenta. Como o avião prossegue até o toque no solo com motor, não ocorre o estol – isto deixa, inclusive, o avião mais estável – sendo uma técnica muito utilizada quando o vento cruzado é muito forte. Após o pouso, deve-se retirar potência e frear gradativamente a acft até uma velocidade segura para efetuar o taxi.

A técnica pode ser empregada por aviões com trem de pouso convencional ou triciclo. Quando a acft que executa o pouso de pista é uma acft com trem de pouso convencional, entretanto, existe maior risco de “pilonagem” e “cavalo de pau”, pois o CG destas acfts está localizado muito a frente, próximo ao nariz da aeronave.

PILONAGEM

Pilonagem é quando a acft, por algum motivo (roda emperrada, buraco no solo, comando inadequado...) mergulha com o nariz no solo.



CAVALO DE PAU

O cavalo de pau ocorre quando a acft logo após o pouso, ainda com a velocidade relativamente alta efetua uma curva de aproximadamente 180º no solo. O cavalo de pau pode ser resultado de um comando de curva mal executado no pouso e por isso a acft tende a executar giro incontrolável. Ocorre principalmente em pousos, quando a acft encontra-se instável.

CONDIÇÕES IDEAIS PARA O POUSO

Baixa altitude, baixa temperatura, ar seco, pista em aplainado e vento de proa.

Obs: Os flaps permitem aproximar com maiores ângulos e menores velocidades.

Obs: Slots e slats também fazem o mesmo, mas obrigam o avião a levantar exageradamente o nariz.





EQUILÍBRIO

É um conceito relacionado ao estado de um sistema ou mais sistemas no qual não ocorrem mudanças no total que possam ser observados claramente, ou seja, no qual cada alteração é compensada (ou equilibrada) por outra(s) complementar(es).

TIPOS DE EQUILÍBRIO

Equilíbrio estável; equilíbrio instável; equilíbrio indiferente. O tipo de equilíbrio definirá posteriormente o tipo de estabilidade.

ESTABILIDADE

É a habilidade própria de um corpo, após ter seu equilíbrio perturbado, de desenvolver forças ou momentos para trazê-lo de volta a sua posição original.

TIPOS DE ESTABILIDADE

Estabilidade estável, estabilidade instável e estabilidade indiferente.

IMPORTANTE: É importante distinguir a diferença entre equilíbrio e estabilidade. EQUILÍBRIO refere-se ao estado do objeto e ESTABILIDADE refere-se a tendência que ele adquire após ter o seu equilíbrio perturbado.

ESTABILIDADE LONGITUDINAL

É a estabilidade do avião em relação ao eixo LATERAL. Se este avião receber uma rajada de vento que levante o nariz, sem que o piloto atue nos comandos de vôo, qual será a reação do avião?

O avião estável tenderia a voltar ao equilíbrio. O “avião instável” tenderia a afastar-se cada vez mais do equilíbrio e o avião indiferente tenderia a continuar fora do equilíbrio sem afastar-se muito e sem voltar ao equilíbrio.

OBS: ESTABILIDADE LONGITUDINAL → EIXO LATERAL → ESTABILIZADOR HORIZONTAL É O RESPONSÁVEL PELA ESTABILIDADE LONGITUDINAL.

A estabilidade é associada ao avião, assim como as partes que o compõem. As partes (peças que compõem o avião podem ser estaticamente estáveis ou instáveis). As partes estáveis permitem que o avião seja controlado e não se desestabilize a cada movimento das superfícies de comando e as partes (peças instáveis) permitem que seja possível modificar a posição do avião no ar.

QUAL O TIPO DE ESTABILIDADE DE UMA ASA?

A asa precisa ter o perfil assimétrico para gerar sustentação - é um componente, que com um pequeno movimento (aumento do ângulo de ataque) já gera uma grande força (sustentação) e quanto maior for esse movimento, maior será a força envolvida. Trata-se portanto de um componente estaticamente instável.

QUAL O TIPO DE ESTABILIDADE DO ESTABILIZADOR HORIZONTAL?

O estabilizador é um componente que faz o avião retornar a posição de equilíbrio inicial (antes de ter sido perturbado). Se o piloto aumenta o ângulo de ataque, por exemplo, a asa gera sustentação, o cp é deslocado pra frente - se existe sobra de energia (potência ou velocidade) a aeronave sobe com uma determinada angulação. Quando o ângulo de ataque é aumentado, o estabilizador produz uma força que eleva a cauda do avião – impedindo que esse ângulo seja excessivo e desestabilize muito o voo.

O AVIÃO

O resultado final da união das partes estáveis + instáveis deve tornar o avião mais estável do que instável. Todo avião deve ser estaticamente estável, mas isso não significa que todas as suas peças tenham que ser. Para que o avião seja estaticamente estável deve ter nariz pesado, portanto o CG deve estar localizado a frente do CP. Desta forma, se o avião receber uma rajada de vento ascendente o ângulo de ataque não aumentará repentinamente, pois a cauda subirá e o nariz ficará mais em baixo – diminuindo, desta forma, o ângulo de ataque o que acaba neutralizando os efeitos da rajada.

COMPORTAMENTOS DE UM AVIÃO ESTATICAMENTE ESTÁVEL

Existem basicamente dois comportamentos característicos que podem ser percebidos:

- 1) Ao reduzindo o motor o avião automaticamente baixa o nariz iniciando uma descida – o que evita a perda de velocidade e consequente estol.
- 2) Para baixar o nariz é preciso fazer força no manche para frente. Se largarmos o manche o avião volta para a posição de voo nivelado.



AVIÃO ESTATICAMENTE ESTÁVEL

Para que um avião seja pilotado é preciso que o conjunto de suas partes o deixem estaticamente estável necessariamente, ou seja, quando tiver o seu equilíbrio perturbado a acft tenderá a voltar para a condição inicial. Apenas esta classificação, entretanto, não é suficiente, porque mesmo um avião estaticamente estável ao ter seu equilíbrio perturbado pode apresentar três tipos de comportamentos diferentes e para determinar isso existe uma outra classificação quanto a sua dinamicidade.

Dinamicamente estável; dinamicamente instável e dinamicamente indiferente.

Avião dinamicamente estável - Após ter seu equilíbrio perturbado volta ao equilíbrio e logo se estabiliza com uma ou duas oscilações.

Avião dinamicamente instável - Após ter o seu equilíbrio perturbado tenta voltar ao equilíbrio muito fortemente e por isso oscila muito antes de retornar a condição inicial.

Avião dinamicamente indiferente - Após ter seu equilíbrio perturbado tenta voltar ao equilíbrio ora aumentando as oscilações e ora diminuindo, em um movimento aleatório até retornar a condição inicial.





Os conceitos de Equilíbrio e estabilidade citados no capítulo anterior permanecem iguais e devem ser lembrados para o entendimento da estabilidade lateral.

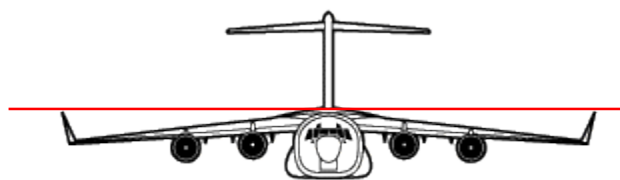
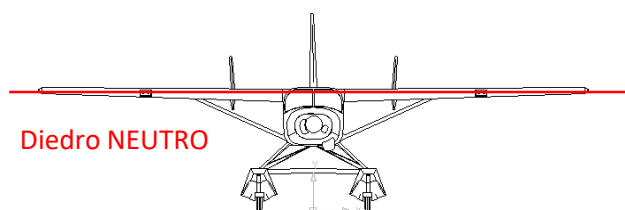
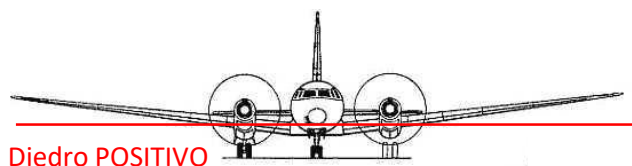
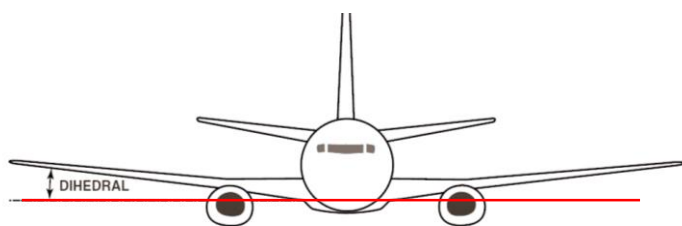
A estabilidade lateral é relacionada com o eixo longitudinal do avião. Se o avião recebe uma rajada de vento que levante uma das asas, o movimento que ele adquirirá depende da estabilidade lateral associada a este avião. Em um avião estaticamente estável o avião perturba-se inicialmente, mas logo após as primeiras oscilações, retorna ao movimento inicial. Em um avião Estaticamente indiferente ele se perturba e não tende a voltar a posição inicial e em um avião estaticamente instável as oscilações tendem a aumentar cada vez mais e o avião se afasta cada vez mais da condição inicial.

A Estabilidade Lateral é menos importante que a longitudinal, pois os esforços laterais de um avião em voo são geralmente pequenos. Existem basicamente cinco fatores que influenciam a estabilidade lateral de uma aeronave: diedro, enflechamento, efeito de quilha, efeito de Fuselagem e distribuição dos pesos.

DIEDRO

Ângulo formado entre o plano do intradorso e o plano do eixo transversal.

Aumentando-se o ângulo de diedro, ou seja diedro positivo, aumenta a estabilidade lateral da acft e diedro negativo diminui a estabilidade associada a este eixo.



Diedro NEGATIVO

Diedro positivo → Estaticamente estável
Diedro negativo → Estaticamente instável
Diedro nulo → estaticamente indiferente

ENFLECHAMENTO

É a inclinação das asas para frente ou para trás. Para frente define-se como enflechamento negativo e para trás define-se como enflechamento positivo. O enflechamento positivo aumenta estabilidade, enquanto que o enflechamento negativo diminui a estabilidade.

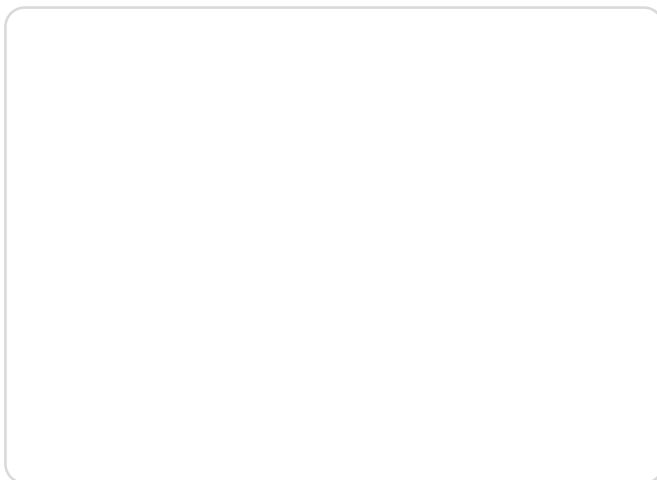
Enflechamento positivo → Estaticamente estável
Enflechamento negativo → Estaticamente instável
Enflechamento nulo → estaticamente indiferente

EFEITO DE QUILHA

O vento que incide lateralmente na aeronave produz forças laterais e pode tornar o avião instável ou estável. Tudo depende do tamanho da área lateral acima e abaixo do cg – consequentemente, tudo depende da posição do CG.

O avião se torna mais estável lateralmente quando a área lateral acima do CG é maior que a área lateral abaixo do CG, pois desta forma o momento da acft é menor e os esforços laterais externos e esforços durante as manobras da acft serão percebidos de menor forma.

Desenhe segundo referência da aula o avião com cg abaixo:





O avião se torna mais instável lateralmente quando a área acima do cg é menor do que a área abaixo, ou seja, se o cg está localizado muito acima. Isto porque o momento da acft fica maior e a resposta as forças externas e durante manobras da acft serão maiores.

Desenhe segundo referências da aula o avião com cg mais acima:



EFEITO DE FUSELAGEM

O efeito da fuselagem sempre diminui a estabilidade, pois prejudica a passagem do ar e consequentemente que ele gera as forças que deveria gerar.

DISTRIBUIÇÃO DOS PESOS

Quando o avião é asa alta a estabilidade é aumentada e quando o avião possui asas baixas a estabilidade é diminuída. Isto porque quando um avião é asa alta o próprio avião funciona como um pêndulo, aumentando a estabilidade e em curvas não há acréscimo de forças. Em aviões de asa baixa o peso da fuselagem fica “suspense” nas asas, aumentando a instabilidade, pois existe um momento maior que desequilibra o avião durante as manobras. A tendência de curvar, por exemplo, é sempre aumentada pelo efeito da fuselagem.

ESTABILIDADE x INSTABILIDADE

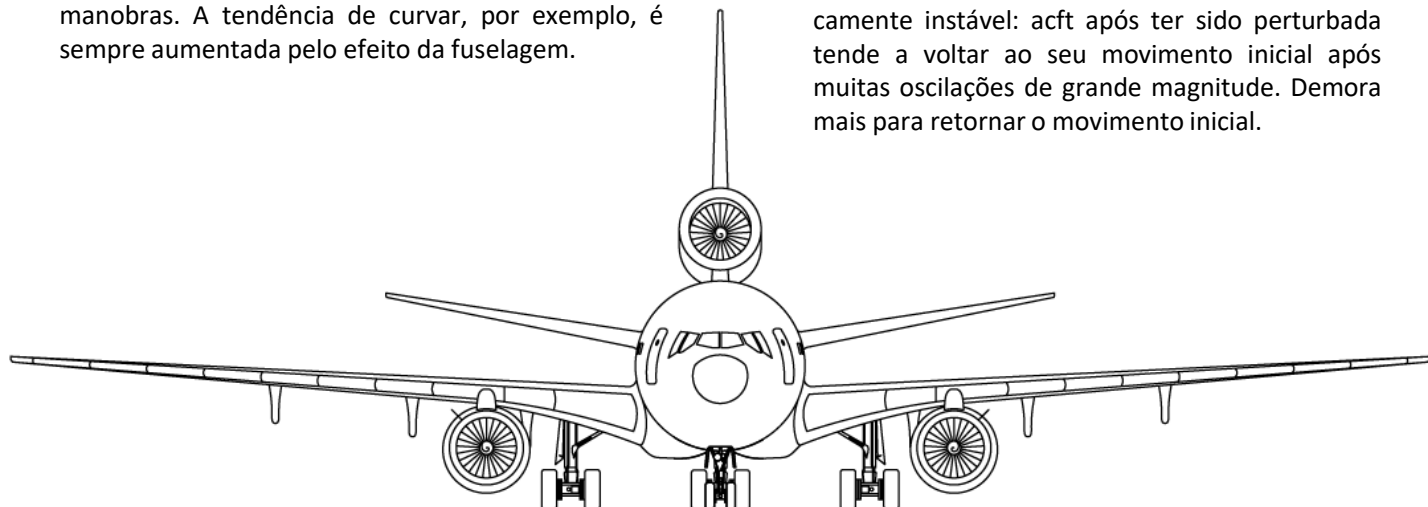
A estabilidade excessiva faria com que a acft mantivesse sempre a mesma direção e não fosse manobrável e a instabilidade excessiva faria com que a acft modificasse muito o seu movimento a qualquer mínimo comando. Por esta razão é preciso obter um meio termo, para que a acft seja estável – para manter um determinado movimento e seja instável para que seja possível manobra-la sem maiores dificuldades. Por esta razão as acfts combinam elementos estabilizadores e elementos instabilizadores.

O resultado desta conta deve ser uma aeronave **ESTATICAMENTE ESTÁVEL** para que ao ter o seu movimento perturbado ela tenda a voltar para a condição inicial.

ESTABILIDADE DINÂMICA LATERAL

Toda aeronave, portanto, para ser acft deve ser estaticamente estável para que possa de fato voltar ao movimento inicial, entretanto a magnitude com que o movimento é retomado pode variar de três formas distintas. E a forma como a acft volta ao movimento inicial é a definição da estabilidade dinâmica lateral.

- ➔ Aeronave estaticamente estável e dinamicamente estável: acft após ter sido perturbada volta rapidamente ao movimento inicial.
- ➔ Aeronave estaticamente estável e dinamicamente indiferente: acft após ter sido perturbada tende a voltar ao seu movimento inicial após algumas oscilações que podem ser grandes ou pequenas.
- ➔ Aeronave estaticamente estável e dinamicamente instável: acft após ter sido perturbada tende a voltar ao seu movimento inicial após muitas oscilações de grande magnitude. Demora mais para retornar o movimento inicial.





A estabilidade direcional é relacionada com o eixo vertical. Quando ocorre uma instabilidade no eixo vertical a acft tende a guinar para ambos os lados com magnitudes e tendências que dependem da estabilidade direcional da acft. O efeito pode ser percebido em qualquer acft ao pressionar e aliviar o pedal.



Um avião em relação ao eixo vertical pode ser:

→ Estaticamente estável: quando após oscilações no eixo vertical retorna ao movimento inicial.

→ Estaticamente indiferente: a acft oscila tanto com grande quanto com baixa intensidade e continua sempre fora da condição inicial, sem mais retornar a esta.

→ Estaticamente instável: A acft oscila cada vez mais com uma intensidade cada vez maior e se afasta cada vez mais da condição inicial de equilíbrio.

A estabilidade direcional é menos importante que a estabilidade longitudinal, pois os esforços que resultam na estrutura do avião não são muito grandes, se comparados com o eixo longitudinal (picar e cabrar). Se uma acft for um pouco instável direccionalmente não existe risco estrutural relacionado com a acft, será apenas incomodo do controlar a acft e esta terá sempre uma tendência de guinar para um dos lados.

Existem dois fatores que influenciam na estabilidade direcional: Enflechamento e Efeito de Quilha.

ENFLECHAMENTO

Enflechamento positivo favorece a estabilidade direcional e o enflechamento negativo desfavorece a estabilidade da acft.

Por que o enflechamento positivo favorece a estabilidade?

Durante uma glissada ou derrapagem o enflechamento positivo faz com que a asa que esta para o lado de dentro da derrapagem fique mais exposta ao vento relativo e gere mais sustentação, sendo assim a sustentação faz com que o nariz da acft estabilize-se novamente.

EFEITO DE QUILHA

Quanto maior for a área lateral atrás do CG maior será a estabilidade do avião.



Quanto maior for a área lateral a frente do CG maior será a instabilidade.



ESTABILIDADE

Para que um avião seja produzido é necessário que ele seja estaticamente estável direccionalmente ou seja, ele precisa ter a tendência de voltar ao movimento inicial após ter sido retirado deste, entretanto ele pode ser dinamicamente estável, instável ou indiferente – classificação que se refere a magnitude em que o avião tende a retornar ao equilíbrio inicial.

→ Aeronave estaticamente estável e dinamicamente estável: acft após ter sido perturbada volta rapidamente ao movimento inicial.

→ Aeronave estaticamente estável e dinamicamente indiferente: acft após ter sido perturbada tende a voltar ao seu movimento inicial após algumas oscilações que podem ser grandes ou pequenas.

→ Aeronave estaticamente estável e dinamicamente instável: acft após ter sido perturbada tende a voltar ao seu movimento inicial após muitas oscilações de grande magnitude. Demora mais para retornar o movimento inicial.



O parafuso é uma manobra intencional ou não em que a trajetória descrita é descendente em espiral – durante essa trajetória o controle pode ser facilmente perdido.

CONCEITO

O Parafuso ocorre quando o avião por algum motivo entra em ESTOL ASSIMÉTRICO.

OBS: O estol simétrico é quando ambas as asas estolam ao mesmo tempo, sendo assim a aeronave cai cruzando a linha do horizonte sem ter tendência para nenhum dos lados. A aeronave estola, portanto, simetricamente. Quando uma das asas, por algum motivo (torque do motor, uso de ailerons próximo ao estol...) estola antes, a aeronave terá a tendência de cair para um dos lados e a probabilidade da acft entrar em parafuso posteriormente é muito grande. O Parafuso pode ser acidental ou induzido. Dificilmente é uma manobra treinada nas escolas de aviação uma vez que consiste um perigo muito grande e um risco desnecessário.

PARAFUSO ACIDENTAL

O parafuso acidental ocorre quando há estol assimétrico, este pode ocorrer por torque do motor, asas com incidências diferentes, uso de ailerons próximo ao estol e curvas.

TORQUE DO MOTOR

O torque é o esforço proveniente do movimento rotacional. O torque do motor ocorre no sentido contrário ao sentido de rotação, ele é uma espécie de reação da rotação da hélice. Quando o avião está próximo ao ângulo o avião fica com pouca velocidade/energia. Se o estol for realizado com potência o torque será ainda mais pronunciado e quando a acft estiver excedendo o ângulo de ataque crítico terá uma grande tendência de cair em direção ao torque do motor e girar em parafuso para este lado posteriormente.

ASAS COM INCIDÊNCIA DIFERENTE

Para compensar o torque do motor em voo de cruzeiro, alguns aviões são projetados com asas de incidências diferentes. Esta correção favorece a performance do voo em correção. Próximo ângulo de ataque crítico essa situação é ruim, uma vez que faz com que uma das asas estole antes da outra – gerando um estol assimétrico. A condição de asas com incidências diferentes, portanto, agrava o estol.



USO DE AILERON

Próximo ao ângulo crítico, qualquer movimento influenciará o avião para um dos lados, provocando o parafuso. Se o piloto aplicar ailerons próximo ao estol o avião tenderá para um dos lados, fazendo o avião entrar em parafuso para este lado. Por isso, durante o estol induzido (simétrico), no caso de treinamentos, nas proximidades do estol deve ser aplicado apenas pedal para corrigir qualquer tendência da acft de cair para um dos lados.

CURVAS

Durante uma curva muito inclinada a força centrípeta é muito grande e a sustentação diminui e deve ser aumentada através do aumento do ângulo de ataque e/ou velocidade para que o voo em nivelado possa ser obtido. O ângulo, portanto, em curvas sempre está alto e por isso, mais próximo do ângulo de ataque crítico. Além disso, durante as curvas o peso aparente da aeronave se torna maior, o que aumenta a velocidade de estol. O valor da velocidade de estol depende da inclinação das asas, o piloto não sabe exatamente qual é a velocidade de estol em curva. Por este motivo, devem-se realizar as curvas com uma velocidade sempre alta e constante – mantendo-se sempre longe da velocidade de estol. Se a velocidade for atingida e o ângulo for ultrapassado a acft estolará em curva o que proporciona muito a entrada em parafuso de forma bastante acentuada.

O efeito de diedro também aumenta ainda mais a tendência da acft estolar em curva. O avião tende a glissar em direção a asa que baixa.



TÉCNICA DE PILOTAGEM PARA ENTRAR EM PARAFUSO

Deve-se colocar o motor em regime de marcha lenta erguer gradualmente o nariz do avião de forma que ele vá perdendo velocidade e tendo o seu ângulo aumentado até o estol. Quando este ocorrer deve-se pressionar um dos pedais induzindo o avião a cair para este lado em parafuso. A imagem abaixo exemplifica a situação:

TÉCNICA DE PILOTAGEM PARA SAIR DO ESTOL

Inicialmente deve-se interromper a rotação do parafuso pressionando fortemente o pedal do lado contrário a rotação do avião. Ao sair do mergulho rotacional deve-se cabrar gradativamente o manche – essa recuperação deve ser gradativa, caso contrário haverá estol de velocidade.

Quando a rotação cessa velocidade que antes estava baixa, devido ao arrasto existente durante o movimento rotacional, aumenta rapidamente. Por isso, a recuperação deve ser iniciada sem demora.

Os parafusos não significam perigo quando treinados de forma correta, por pessoas treinadas e quando executados a uma ALTURA segura.

ESTOL DE VELOCIDADE

O estol de velocidade ocorre quando a acft está com uma velocidade muito alta e o ângulo de ataque crítico é excedido. Mesmo que a acft esteja com muita velocidade, a acft irá estolar. Na verdade, qualquer estol ocorre devido ao ângulo de ataque ter sido excedido – a diminuição da velocidade é simplesmente uma consequência deste aumento de ângulo. No estol de velocidade a acft estola por ângulo de ataque, porém não há diminuição da velocidade – uma vez que esta está em movimento descendente acentuado.

PARAFUSO CHATO

Após dar algumas voltas em parafuso normal, aviões com cauda pesada (cg posicionado mais atrás do que o normal) tendem a erguer o nariz e baixar a cauda. Eles saem do parafuso normal e entram em um parafuso denominado parafuso chato – que constitui ainda mais perigo do que o primeiro. Neste parafuso a acft fica na atitude de cruzeiro, rotacionando e descendo. A figura abaixo exemplifica o movimento.

A Recuperação por comandos do parafuso chato é impossível. A única solução possível é alterar o CG para frente para baixar o nariz do avião. Assim a acft consegue entrar em um parafuso normal e recuperar através dos comandos.

IMPORTANTE: CG – Centro de Gravidade - Ponto no qual teoricamente todo peso do objeto se concentra. Ponto no qual todos os eixos do avião se cruzam.

No parafuso chato, o avião desce girando em torno de si. O ar escoia praticamente a 90° em relação ao eixo longitudinal do avião. Existe uma forte turbulência que envolve o profundor e leme – tornando-os ineficazes – o que impossibilita a recuperação através dos mesmos.

Durante o parafuso, a turbulência cria forte arrasto, o que diminui consideravelmente o tempo de queda (razão de descida), comparando com um parafuso normal. Existe, portanto, mais tempo para agir. O parafuso chato é sempre acidental, depende das características do avião, não depende dos comandos do piloto e é característico de aviões com cauda pesada. Neste tipo de acft, deve-se iniciar a recuperação do parafuso normal logo, antes que ele entre em parafuso chato. O parafuso chato também é denominado AUTO-ROTAÇÃO; pois após iniciado ele mesmo mantém a sua rotação

