



17B - AERODINÂMICA PARA HELICÓPTEROS

FONTE: <http://www.oheliporto.com> (sob licença)

INTRODUÇÃO

Nesta página poderá encontrar os seguintes conceitos:

Forças aerodinâmicas

Terminologia

ASA

Uma asa ou mais correctamente uma secção de asa ou um **perfil aerodinâmico** é um corte perpendicular executado na mesma. Na discussão de perfis aerodinâmicos não são consideradas as coberturas (vista superior). Efeitos de ponta de asa não entra para esse efeito.

TERMINOLOGIA

Ao estudar um perfil aerodinâmico há que reter os seguintes termos:

Linha de corda

Corda

Corda média

Distância máxima à corda

Espessura máxima

Bordo de ataque

Bordo de fuga

Autorrotação

INTRODUÇÃO

A autorrotação é uma condição estável de voo em que a força necessária para manter o rotor a rodar não provém do rotor mas sim do fluxo de ar a passar por este. Só é possível executar esta manobra perdendo altitude. É comparável ao voo planado.

É uma manobra a que se recorre numa situação de falha de motor e que permite aterrar em segurança.

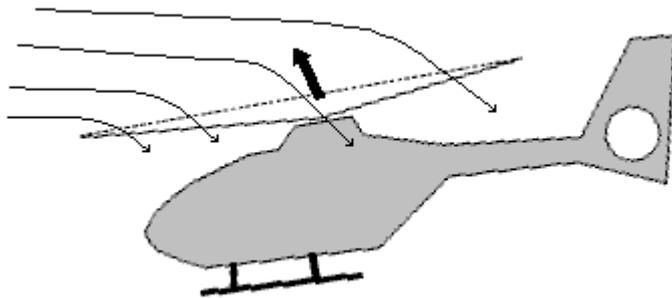
Existem duas partes distintas na autorrotação que serão abordadas separadamente:

"Autorrotação"

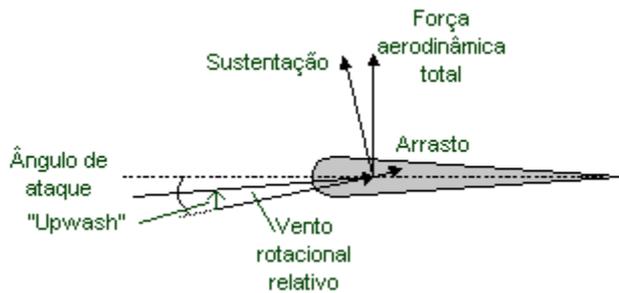
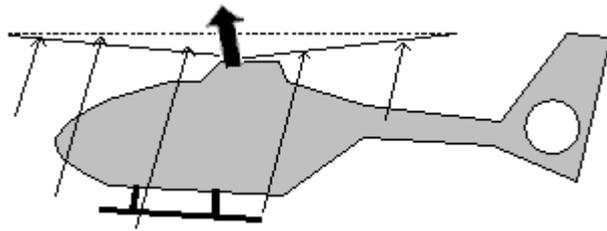
Arredondar

"AUTORROTAÇÃO"

Para manter as rotações do rotor ao arrasto tem que ser oposta uma força igual fornecida pelo motor.



Se o motor falhar ou for deliberadamente desligado do rotor tem que haver uma outra força que mantenha o rotor a girar. Essa força é conseguida reduzindo o passo, ou seja, diminuindo o ângulo de ataque. O ar a passar pelo rotor mantêm-no a girar.

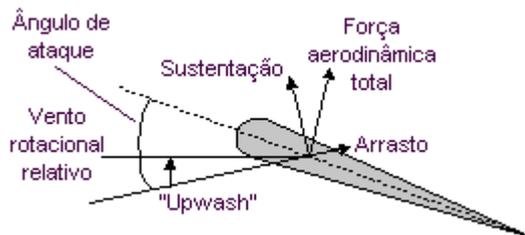
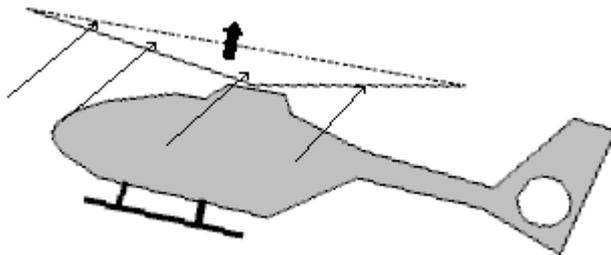


O helicóptero troca a energia potencial proveniente da sua altitude por energia cinética capaz de manter as rotações do rotor para garantir uma aterragem em segurança.

Repare-se que a força aerodinâmica total está agora na vertical. A componente horizontal da sustentação compensa o arrasto. Assim não há forças não balanceadas e a rotação mantém-se.

ARREDONDAR

Antes de aterrar é obrigatório reduzir a velocidade horizontal e a razão de descida e para tal consegue-se arredondando a trajectória (flare).



Durante o flare as rotações do rotor podem até aumentar, dependendo da agressividade com que a manobra é feita, o que ajuda a obter as rotações necessárias para que se possa fazer uma aterragem tão suave quanto possível.

Controlo

INTRODUÇÃO

O controlo duma aeronave obedece aos mesmos princípios de controlo duma aeronave de asa fixa, sendo feito segundo três eixos: **transversal**, **longitudinal** e **vertical**. O movimento segundo o eixo longitudinal (voo para frente e para trás) é controlado pelo manche cíclico. O passo geral controla os movimentos ao longo do eixo vertical (subida ou descida à vertical). O manche cilício controla também a **atitude** e o **pranchamento** enquanto os pedais controlam a **direcção**.

Pode aceder directamente para cada uma destas secções a partir daqui:

[Atitude e Pranchamento](#)

[Direcção](#)

ATITUDE E PRANCHAMENTO

A atitude e o pranchamento são controlados através do manche cíclico pela inclinação que se dá ao rotor, mais propriamente ao seu **prato fixo**. O sistema de pratos (um fixo e um rotativo) é o sistema mais comum para controlar a inclinação das pás do rotor havendo no entanto outros.

Estacionário

INTRODUÇÃO

Conceitos abordados nesta secção:

[Velocidade das pás em estacionário](#)

[Torção das pás](#)

[Efeito de solo](#)

[Estacionário fora do efeito de solo](#)

[Estacionário dentro do efeito de solo](#)

Estacionário significa manter o helicóptero numa posição constante acima do solo, normalmente executado a pouco pés. Para se manter em estacionário o rotor tem que produzir uma força igual ao peso do helicóptero. Estas duas forças apenas são iguais quando existe uma condição de vento nulo.

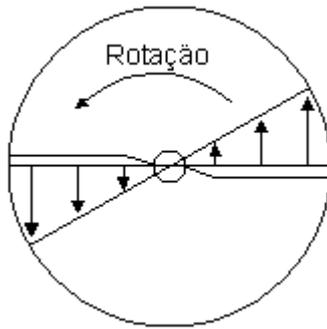
Se o ângulo de ataque das pás for aumentado o helicóptero sobe na vertical sendo no entanto aumentar a potência ou as rotações decrescem. Alguns helicópteros tem um acelerador ligado à manete de passo e outros tem um regulador de velocidade para que isto seja feito automaticamente.

Numa aeronave de asa fixa a velocidade do fluxo de ar nas asas é principalmente determinado pela velocidade da aeronave em si. No caso do helicóptero essa velocidade é não só determinada pela velocidade da aeronave mas também pela velocidade de rotação do rotor.

VELOCIDADE DAS PÁS EM ESTACIONÁRIO ↑

A velocidade de cada secção duma pá depende da distância a que se encontra do cubo do rotor e da velocidade de rotação.

Abaixo está uma figura que representa isso.



TORÇÃO DAS PÁS ↑

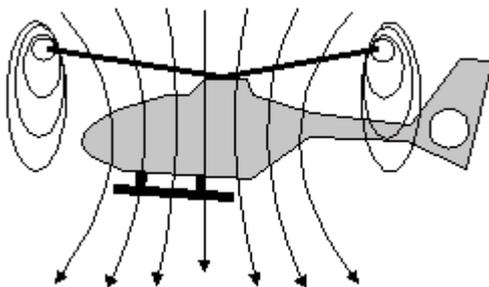
Como se pode ver da figura acima quanto maior a distância ao cubo do rotor maior a velocidade da secção da pá. Assim se toda a pá estivesse a operar com o mesmo ângulo de ataque a sustentação da raiz para a ponta iria aumentar drasticamente já que a sustentação varia com o quadrado da velocidade (pode-se ver em fundo a fórmula da sustentação).

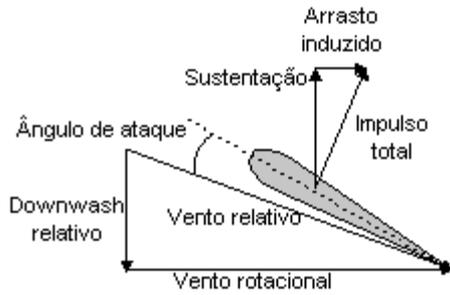
A solução encontrada foi fazer variar o ângulo de ataque da pá sendo este maior na raiz, onde a velocidade é maior e menor na ponta. Chama-se a isso torção da pá.

EFEITO DE SOLO ↑

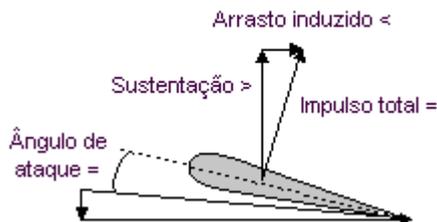
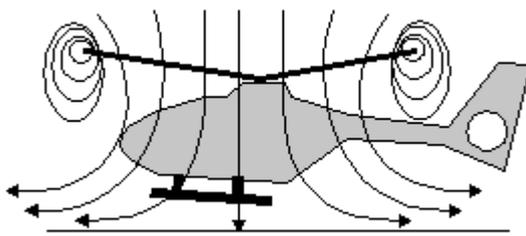
Um dos fenómenos que demorou mais tempo a ser compreendido foi o facto de ser necessário bastante menos potência para manter estacionário junto ao solo do que afastado deste. Uma das primeiras teoria foi que o helicóptero flutuava numa "bolha" de alta pressão causada pelo rotor. Isso parecia explicar também porque ao partir em translação o helicóptero afundava: o helicóptero escorregava da bolha!! Sabe-se agora que não é assim.

Os vórtices de ponta de asa forma-se sempre que uma asa está a produzir sustentação. Os vórtices fazem com que o ar seja acelerado para baixo causando um "**downwash**". A representação vectorial mostra que para um dado ângulo de ataque existe um dado arrasto induzido e uma dada sustentação efectiva.





Quando próximo do solo existe uma deformação física dos vórtices de ponta de asa e eles são mais reduzidos. Isso faz com que o vento de downwash relativo seja mais reduzido e conseqüentemente para o mesmo ângulo de ataque o arrasto induzido é menor e a sustentação efectiva é maior. Isto traduz-se na prática numa redução de potência para manter o helicóptero em estacionário junto do solo.

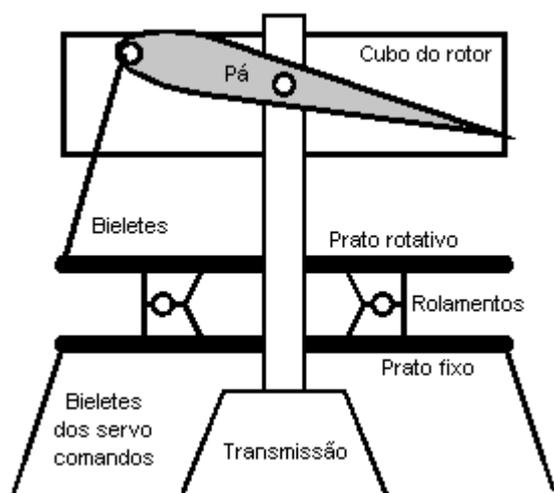


HOGE

Uma das formas de saber as performances dum rotor e subsequentemente dum helicóptero é saber qual a altitude máxima e que este pode manter estacionário fora do efeito de solo (**HOGE** - **H**oovering **O**ut **G**round **E**fect).

HIGE

Outro parametro a ter em conta é saber qual a altitude máxima e que este pode manter estacionário dentro do efeito de solo (**HIGE** - **H**oovering **I**n **G**round **E**fect).

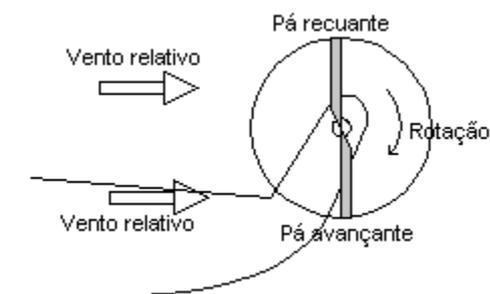


O prato fixo e o prato rotativo podem estar ligados por um rolamento ou uma rótula. Isto permite que o prato rotativo, as bieletes, as pás e o cubo do rotor rodem solidariamente enquanto que o prato fixo, as bieletes dos servo comandos e a transmissão não rodam. Os pratos rotativos e fixo podem subir e descer ao longo do braço do rotor (passo geral) ou serem inclinados relativamente a este (manche cíclico) ficando sempre paralelos um ao outro.

DIRECÇÃO

A direcção é controlada por pedais que actuam directamente num rotor anti torque alterando o ângulo de ataque das pás.

Os rotores de cauda são normalmente do tipo semi-articulado por forma a compensar a **sustentação assimétrica** quando em voo de translação.



Fluxo

INTRODUÇÃO

Aqui será feita uma abordagem sobre **atmosfera, pressões, temperatura, densidade, viscosidade e medição de velocidade.**

Nesta página poderá navegar directamente para as seguintes conceitos:

[Propriedades da atmosfera](#)

[Atmosfera standard ICAO](#)

[Equação de continuidade](#)

[Equação de Bernoulli](#)

Medição de velocidade

PROPRIEDADES DA ATMOSFERA ↑

As forças aerodinâmicas e os momentos criados numa aeronave em voo são devidos, principalmente, às características da massa de ar pela qual a aeronave passa. As principais propriedades da atmosfera que afectam a aerodinâmica são a pressões, temperatura, densidade, viscosidade.

Pressão estática

A pressão estática não é mais que o peso do ar por unidade de área. A pressão vai diminuindo com a altitude pois vai cada vez havendo menos quantidade de ar por cima a fazer peso.

A pressão é normalmente medida em mmHg ou milibares sendo os valores num dia standard ao nível do mar de 29.92 mmHg ou 1013 mb

Temperatura

Este conceito é por si só explicado. Tem valor saber que aumentando temperatura aumenta a pressão. Basta por fim dizer que ao nível do mar num dia standard a temperatura é de 15°C.

Densidade

É a propriedade mais importante para a aerodinâmica. É definida pela quantidade de ar por unidade de volume. O símbolo utilizado é ρ (ró). A densidade é proporcional à pressão e inversamente proporcional à temperatura.

Viscosidade

Pode ser descrito como a fricção interna num fluido causado pela atracção das suas moléculas. É importante quando se discute o fluxo junto à superfície duma aeronave.

ATMOSFERA STANDARD ICAO

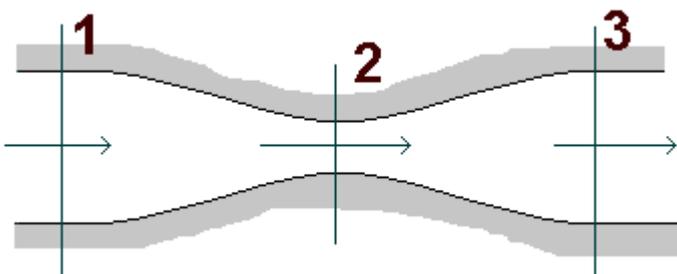
A fim de criar uma base para comparar as performances de qualquer aeronave em qualquer parte do mundo a Organização Internacional da Aviação Civil **ICAO** criou uma atmosfera padrão podendo-se assim saber quais as alterações de momento para esse tal padrão.

EQUAÇÃO DE CONTINUIDADE

Considere um fluxo de ar a passar num tudo em que se varia a secção como mostrado abaixo. O fluxo da massa de ar é definido pelo seguinte produto

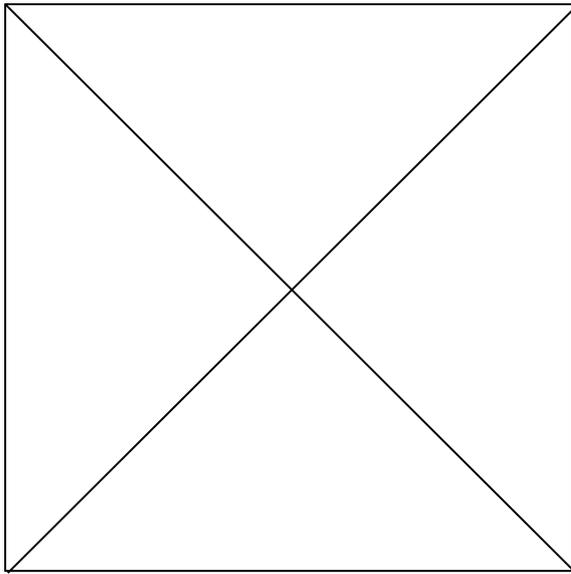
$$\text{Fluxo} = \rho \times A \times V$$

em que ρ é densidade, A é área e V é velocidade.



$$\rho_1 \times A_1 \times V_1 = \rho_2 \times A_2 \times V_2 = \rho_3 \times A_3 \times V_3 = \text{constante}$$

Donde se vê claramente que a velocidade é inversamente proporcional à área

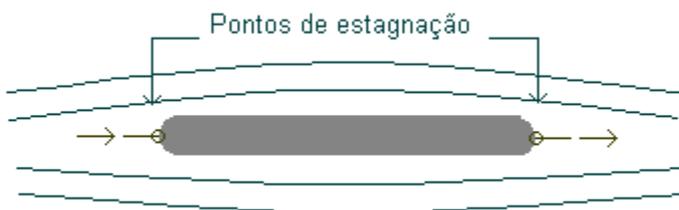


EQUAÇÃO DE BERNOULLI

Bernoulli encontrou a seguinte forma para explicar a diferença de pressão nas diferentes secções da figura acima. Considerou que um fluxo de ar tem **energia potencial que é pressão estática** e **energia cinética que é pressão dinâmica**. **A pressão total** é a soma da pressão dinâmica e estática. Se a pressão total se mantém constante nas diferentes secções, de acordo com a lei da conservação de energia, então o aumento de uma das formas de pressão tem que resultar na diminuição de outra.

MEDIÇÃO DE VELOCIDADE

Se o objecto abaixo figurado estiver colocado num fluxo de ar, uma parte desse fluxo passará por cima do objecto e outra parte por baixo. No entanto, na ponta desse objecto a velocidade será nula dando-se o nome de **ponto de estagnação**. Sendo a velocidade nula então a pressão dinâmica é nula, logo a pressão total tem que ser igual à pressão estática.



Analogamente se for medida a pressão total num ponto em que a pressão dinâmica seja nula, nesse ponto a pressão total é igual à pressão estática.

Um velocímetro não faz mais do que comparar a diferença entre a pressão total e a pressão estática.

Para tal existem nas aeronaves os **tubo de Pitot** que tem que estar sempre dotados duma **tomada estática** que pode estar no próprio Pitot ou não.

Potência

INTRODUÇÃO

No caso das aeronaves de asa fixa a potência necessária consiste na potência necessária para ultrapassar o arrasto induzido soma do à potência necessária para ultrapassar o arrasto parasita.

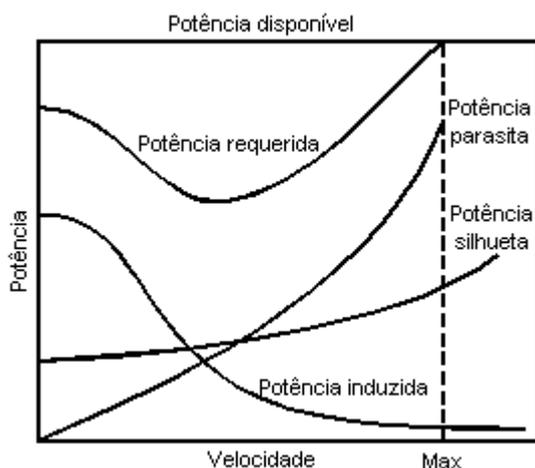
No caso dos helicópteros há que somar ainda a potência necessária para ultrapassar o arrasto causado pela rotação do sistema de rotor. Chama-se a isso **arrasto de silhueta** e ao contrário do arrasto parasita ele existe mesmo sem velocidade de translação.

Nesta página falar-se-á ainda de:

Sustentação em translação

Vortex

A curva de potência dos helicópteros tem as seguintes características.



SUSTENTAÇÃO EM TRANSLAÇÃO

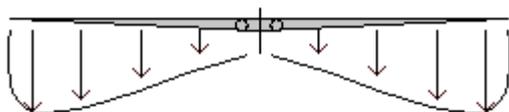
Como se pode ver da figura acima há uma redução significativa na potência necessária conforme a velocidade vai aumentando. Isto é causado pela sustentação em translação. A eficiência do rotor aumenta conforme a velocidade aumenta já que em estacionário há muita turbulência causada pelos vórtices de ponta de asa. conforme o helicóptero para uma região de ar não turbulento os vórtices são deixados para trás, o fluxo de ar torna-se mais horizontal e a eficiência do rotor aumenta.

VORTEX

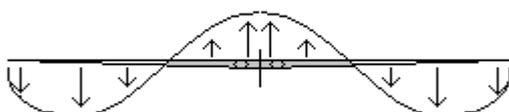
Uma das condições do voo mais perigosa é a situação de vortex. Nesta situação o helicóptero está a descer no seu próprio downwash. isto pode acontecer quando se está a fazer uma descida à vertical ou com muito pouca velocidade.

Suponha-se que se pretende fazer uma aterragem num local que não permite uma aproximação normal, mantendo uma certa velocidade. Então colocou-se o

helicóptero em estacionário a uma certa altitude. O fluxo de ar que passa no rotor é como se pode ver abaixo.



Próximo da raiz das pás a velocidade do fluxo de ar é maior e junto da raiz é menor. Se o helicóptero iniciar uma descida à vertical a sua velocidade de descida vai contrariar a velocidade do fluxo criando uma situação semelhante à que a seguir se mostra.



Como se pode facilmente ver, com dois fluxos de ar com direcções opostas, não pode haver sustentação e o helicóptero cai como um corpo em queda livre.

Desta situação pode-se sair facilmente se se aumentar a velocidade ou então aumentar as rotações do rotor (se possível).

Sustentação e perda

INTRODUÇÃO

Para poder perceber melhor como voa uma aeronave existem certas definições difíceis de entender por vezes que tem que ser obrigatoriamente abordadas.

Aqui pode encontrar alguns conceitos sobre **sustentação** e **perda**, suas relações com o **ângulo de ataque**, **coeficientes de sustentação** e **coeficiente de perda**.

Nesta página poderá aceder directamente a:

Conceitos

Indicador de ângulo de ataque

Teoria da camada limite

Número de Reynolds

Gradiente de pressão adversa

Separação do fluxo

Perda

CONCEITOS

A sustentação e o arrasto dependem os seguintes factores:

1. Velocidade do fluxo de ar
2. Densidade do ar
3. Área da asa
4. Forma da asa
5. Viscosidade do ar
6. Efeito de compressibilidade
7. Ângulo de ataque

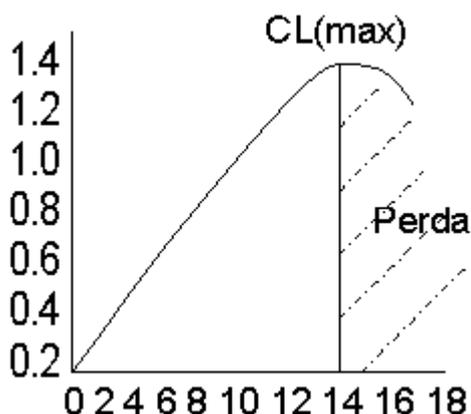
Os factores 1. e 2. determinam a pressão dinâmica.

Os factores 4., 5. e 6. influenciam a quantidade de arrasto que uma asa produzirá com um determinado ângulo de ataque.

Por vezes é conveniente referir a sustentação e o arrasto em termos de coeficientes sem dimensões função do ângulo de ataque. São então chamados de **coeficiente de sustentação** (C_L) e **coeficiente de arrasto** (C_D).

O coeficiente de sustentação pode ser definido como "a relação entre a pressão de sustentação e a pressão dinâmica". Traduz a eficiência com que uma asa produz sustentação.

A figura abaixo mostra a representação típica da variação de C_L com o ângulo de ataque num perfil simétrico.



É necessário entender que um perfil entra em perda sempre com o mesmo ângulo de ataque (14° neste caso).

O **ângulo de perda é independente** da velocidade, peso, atitude e, se a viscosidade for ignorada, altitude.

Enquanto o ângulo de ataque de perda é constante a velocidade de perda já não o é. A **velocidade de perda varia** com o peso, G's, altitude e outros factores.

O ângulo de ataque é o principal controlador da velocidade em linha de voo. A razão de descida ou de subida devem ser controlador com a potência.

INDICADOR DE ÂNGULO DE ATAQUE

A importância do ângulo de ataque nunca pode ser dada atenção suficiente. Tanto é assim que os aviões modernos estão todos equipados com um indicador de ângulo de ataque. Este equipamento mostra a direcção do vento relativo e

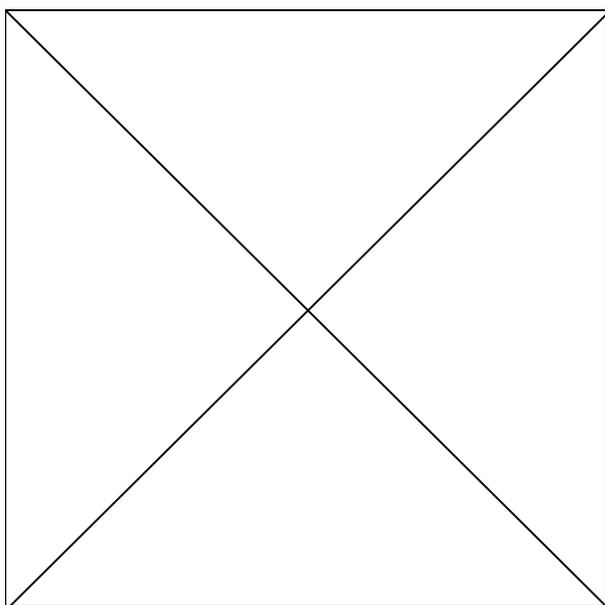
normalmente é algo tão simples como uma sonda auto orientável montada num dos lados da fuselagem. Funciona de forma idêntica a um cata-vento. No cockpit existe um indicador em graus ou numa outra qualquer escala.

TEORIA DA CAMADA LIMITE

Como se viu atrás, ângulos de ataque elevados produzem elevados coeficientes de sustentação. Assim pode-se obter a sustentação necessária mesmo com baixas velocidades (por exemplo, na aterragem e descolagem de aviões).

Considere-se agora uma asa num túnel de vento. A **viscosidade** do ar faz com que as suas partículas próximas da superfície da asa se "agarrem" a esta fazendo com que a velocidade destas mesmas partículas seja zero. Um pouco mais afastado as partículas são travadas, devido à fricção entre elas, mas não ficam completamente paradas. Quanto mais se afasta da superfície da asa maior vai se a velocidade das partículas de ar até que a uma certa distância da asa já não há nenhuma influência desta e o fluxo de ar mantém a mesma velocidade. À camada de ar entre a superfície da asa e o ponto onde não há um retardamento visível na velocidade das partículas de ar dá-se o nome de **camada limite**. A natureza da camada limite é que determina o coeficiente de sustentação máximo e as características de perda da asa.

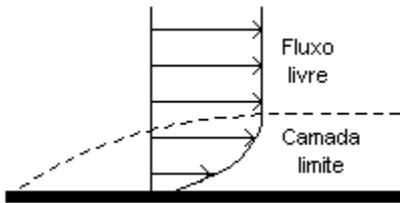
No **bordo de ataque** duma asa é criado uma fina camada de ar não turbulento chamado de **fluxo laminar** e caracterizado por ar bem orientado. Este fenómeno pode ser observado no fumo dum cigarro.



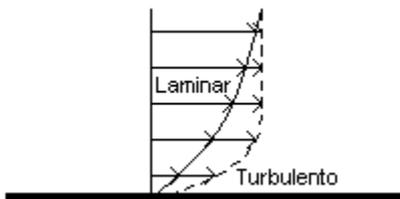
Conforme se vai avançando na asa a camada limite fica mais espessa e torna-se instável.

Pequenas diferenças de pressão fazem com que o ar se desorganize e o cruzamento entre as diversas sub-camadas acontece. Chama-se a isto o **fluxo turbulento**.

A velocidade aumenta à medida que os afastamos da superfície da asa. Pode-se ver na figura abaixo a forma como isso acontece.



Os padrões de velocidade do fluxo turbulento e do fluxo laminar são diferentes apresentam-se como se mostra a seguir.



NÚMERO DE REYNOLDS ↑

Em 1883 Osborn Reynolds levou a cabo um certo número de experiência com um fluxo de água em canos. ao injectar tinta na água descobriu que podia ver os fluxos laminares e turbulentos. Descobriu assim a relação entre o ponto onde o fluxo se torna turbulento e as três características desse fluido.

O número de Reynolds é definido pela seguinte equação:

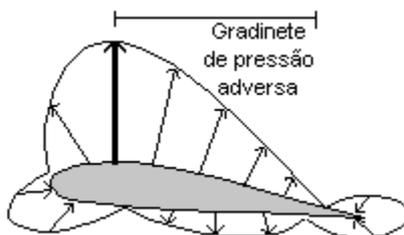
$Re = V_x / \nu$ onde:

Re = número de Reynold V_x = velocidade do fluxo ν = viscosidade cinemática

Reynolds demonstrou que para valores baixos do seu número o fluxo é laminar e para valores elevados o fluxo é turbulento. Este número é de grande importância para correlacionar valores das maquetas em túneis de vento com os valores em escala real.

GRADIENTE DE PRESSÃO ADVERSA

O ponto de pressão mínimo está indicado pela seta grossa. O fluxo de ar a aproximar-se duma asa não simétrica entra numa zona de alta pressão próximo do ponto de estagnação anterior. O ar divide-se para passar por cima e por baixo da asa. Passa então duma zona de alta pressão para uma zona de baixa pressão.



Considerando apenas o ar que passa por cima, este encontra-se numa zona de gradiente de pressão favorável já que a pressão diminui até ao ponto de pressão mínima. As forças da natureza agem duma forma favorável enquanto o ar é acelerado.

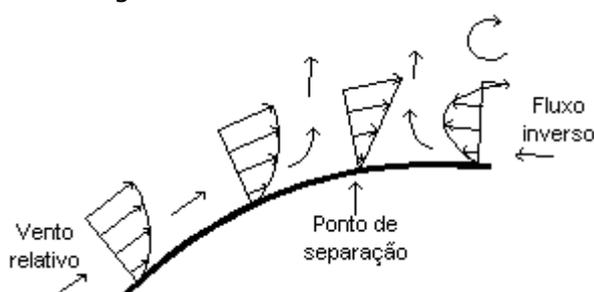
Uma vez que o ponto de menor pressão estática é atingido esta passa, obviamente a aumentar. Isto é contrário às leis da natureza. Agora a pressão estática está a aumentar devido à energia cinética do fluxo de ar e a sua velocidade está a ser reduzida. Chama-se a esta região a região de gradiente de pressão adversa.

SEPARAÇÃO DO FLUXO

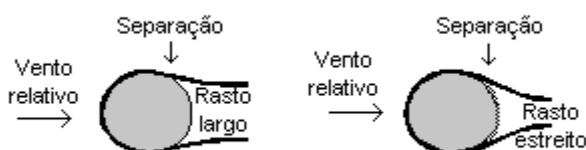
Sobre o fluxo de ar na camada limite actuam duas forças. As **forças de fricção** entre a asa e as partículas de ar e fricção entre as próprias partículas tendem a reduzir a velocidade relativa do fluxo para zero. As **forças de gradiente de pressão adversa** também fazem por si mesmo que a velocidade do ar se reduza.

O resultado é o aparecimento duma região de estagnação aerodinamicamente morta junto da superfície.

Um fluxo de ar proveniente de fora da camada limite passará por cima do ponto de estagnação e então esse fluxo terá um sentido oposto tal como se pode ver na figura abaixo.



Considere-se agora uma pequena esfera num fluxo de ar como se vê na figura abaixo da esquerda. Se o diâmetro for pequeno, o número de Reynolds vai ser pequeno e vai existir um fluxo laminar junto da superfície. Isto produz uma pequena quantidade de arrasto contra a superfície mas o fluxo laminar vai separar-se com facilidade e vai ser criada uma larga zona turbulenta que produzirá uma grande quantidade de arrasto.

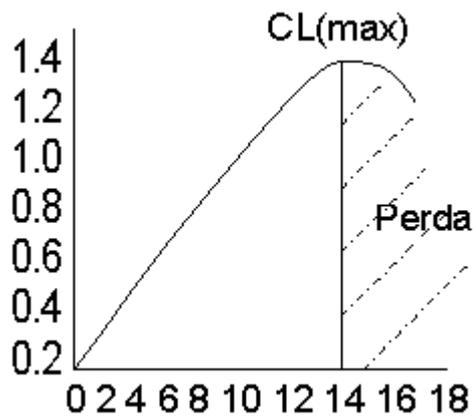


A esfera da direita é rugosa. O ar torna-se turbulento assim que passa por cima da esfera. O arrasto na superfície aumenta mas como o ar turbulento tem mais energia que o ar laminar ele continua "agarrado" à esfera. Acontece assim que o rasto de turbulência fica mais estreito e o arrasto total é menor.

As cavidades numa bola de golfe e os pelos numa bola de ténis são exemplos práticos de como uma camada rugosa pode reduzir o arrasto total ao criar turbulência por forma a atrasar a separação do fluxo.

PERDA

A perda dá-se quando o ângulo de ataque é tão elevado que deixa de produzir sustentação.



Tal como mostra esta figura, assim que o coeficiente de sustentação máximo é ultrapassado inicia-se a zona de perda, que aumenta quanto maior for este ângulo. Num perfil simétrico este valor situa-se próximo dos 14°.

Translação

INTRODUÇÃO

Voo em translação significa voar tal como voam as aeronaves de asa fixa.

Nesta página poderá encontrar os seguintes conceitos:

Sustentação assimétrica

Alta velocidade

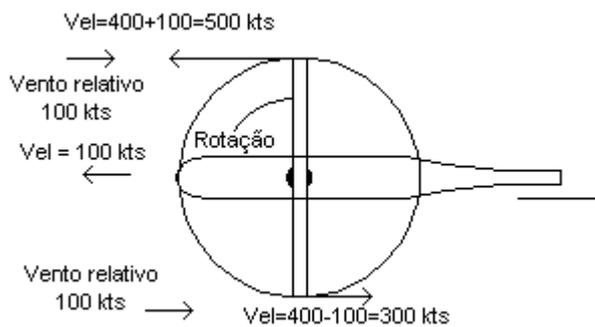
Batimento vertical

Batimento horizontal

Desde muito cedo que se conseguiu fazer com que um helicóptero se mantivesse em estacionário, acontecendo o acidente assim que se tentava fazer com que ele partisse em translação. Foi um espanhol, Juan de la Cierva, o primeiro a resolver este problema com os seus autogiros entre os anos de 1923 e 1935. Pode encontrar uma descrição mais pormenorizada na página relacionada com a [história dos helicópteros](#).

SUSTENTAÇÃO ASSIMÉTRICA

A velocidade da ponta da **pá avançante** e da **pá recuante** é igual em voo estacionário e numa situação de vento nulo e suponha-se que tem uma velocidade de 400 nós. Repare-se agora na figura abaixo que ilustra um helicóptero em voo de translação a 100 nós. A pá avançante tem uma velocidade relativa de $400 + 100 = 500$ nós e a pá recuante $400 - 100 = 300$ nós.



Se ambas as pás estiverem a operar com o mesmo ângulo de ataque é fácil perceber que a pá avançante produzirá mais sustentação que a pá recuante e o helicóptero irá pranchar.

ALTA VELOCIDADE

Um helicóptero não pode voar depressa, por definição. De seguida ver-se-á os dois casos que podem acontecer sempre que se ultrapasse a velocidade para qual o helicóptero foi construído: **compressão na pá avançante** e **perda na pá recuante**.

Compressão da pá avançante é a designação dada quando a pá, devido à sua velocidade de rotação somada à velocidade de translação do helicóptero, ultrapassa a velocidade do som. Nesse caso formam-se ondas de choque no bordo superior da pá que fazem com que o fluxo de ar se descole e dá-se a perda em grande velocidade caracterizado por uma perda de sustentação e um aumento do arrasto induzido.

Perda na pá recuante é o que acontece quando à velocidade de rotação da pá é subtraída a velocidade de translação do helicóptero fazendo com que a velocidade daí resultante seja tão baixa que não é suficiente para produzir uma sustentação efectiva. Quando aproximadamente 25% do disco rotor estiver em perda o controlo do helicóptero deixa de ser possível.

Estas duas situações acontecem com as **seguintes condições comuns**:

- Velocidade elevada
- Peso elevado
- Atmosfera turbulenta
- Elevada altitude densidade
- Voltas bruscas ou apertadas

As diferenças dão-se no seguinte caso:

A compressão da pá avançante dá-se com rotações **elevadas** do rotor causando um **picar** do helicóptero.

A perda na pá recuante dá-se com **baixas** rotações do rotor causando um **cabrar** e **pranchar** para o lado que o rotor roda

Uma explicação para este fenómeno pode ser encontrado na página de **aerodinâmica dos helicópteros**.

As **acções correctivas** são as seguintes:

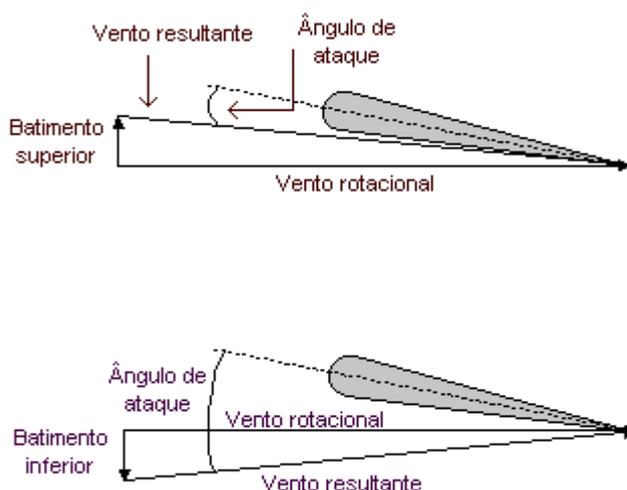
- Verificar e ajustar as rotações do rotor
- Reduzir a velocidade sem cabrar o helicóptero

Reduzir o ângulo de ataque das pás reduzindo o passo
Reduzir o pranchamento (se em volta)
Reduzir os "G's" com o passo

BATIMENTO VERTICAL

Seguindo uma pá desde que ela deixa a posição junto da cauda e avança pelo lado do helicóptero a sua velocidade relativa aumenta e produz mais sustentação. A colocação dum eixo junto à raiz da pá que permita a esta ter batimentos verticais, isto é, subir e descer livremente conforme a sustentação aumente ou diminua é uma das soluções mais comuns para este problema. Desta forma a pá "procura" a sustentação certa para se auto equilibrar.

Como se pode ver pelas figuras abaixo, a pá avançante sobe fazendo com que o ângulo de ataque diminua e por conseguinte consegue compensar o aumento de velocidade criando uma sustentação menor. O inverso é válido para quando a pá recua.



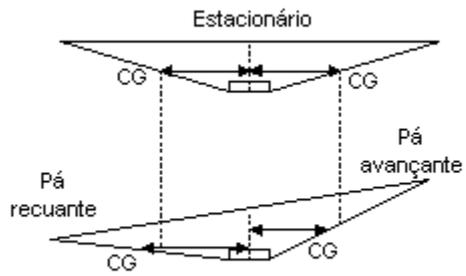
BATIMENTO HORIZONTAL

Os **rotores articulados** tem mais este tipo de batimento para além do vertical. Serve isto para que, com socorro dum eixo vertical junto da raiz da pá, ela possa avançar e recuar sobre a sua posição teórica sem que para isso seja necessário que as pás tenham uma resistência elevada.

Este avanço e recuo da pá deve-se ao facto de como o ângulo de ataque da pá está sempre a mudar também o arrasto varia fazendo com que a pá tenda a acelerar e a desacelerar.

Outro factor tem a ver com a **Força de Coriolis**. existe uma lei da física que tem a ver com a conservação do momento angular. Diz essa lei que um corpo em rotação manterá a sua velocidade rotacional excepto se for exercida sobre ele uma força externa. Assim, se a massa se afastar do seu centro de rotação este desacelera. Se a massa se mover para junto do centro ele acelera. É aquilo que pode ser visto nos patinadores do gelo quando em rotação sobre si mesmo abrem e fecham os braços.

Este abrir e fechar dos braços dá-se no helicóptero quando as pás tem batimentos verticais. A figura abaixo representa duma forma exagerada isso mesmo.



Como se pode ver o centro de gravidade da pá aproxima-se e afasta-se do cubo do rotor conforme ela avança ou recua, dando origem também a batimentos horizontais.