

## Compressibilidade

Uma substância é compressível se seu volume variar (indiretamente) de acordo com a pressão por ele suportada. Caso contrário, isto é, se a substância não se modificar com a pressão ela será incompressível.

Para todos os fins práticos, os líquidos e os sólidos são incompressíveis.

Nas baixas velocidades, o ar é considerado incompressível.

A rigor, não existe uma fronteira nítida entre ar compressível e incompressível, mas os valores mais usados são: **250 kt ou  $M < 0,4$** .

O som é uma série de impulsos de pressão que atingem nossos ouvidos numa frequência que podemos ouvir.

O som não tem nada a ver com a compressibilidade, o que importa é a velocidade com que ele se desloca que é **340,29 m/s**.

O som não se propaga no vácuo.

No ar a velocidade do som só depende da temperatura, isto é, **maior temperatura => maior velocidade do som**.

Impulso de pressão é a mudança de pressão que o ar sofre quando um avião se desloca na atmosfera. Os impulsos de pressão se propagam na velocidade do som.

A inclinação para cima dos filetes de ar é chamada de **up wash**.

A inclinação para baixo dos filetes de ar é chamada de **down wash**.

Se o avião voa mais rápido que a velocidade do som, isto é, mais rápido que os impulsos de pressão, o ar não é avisado da sua chegada, provocando uma **onda de choque**.

Ao passar pela onda de choque o ar sofre súbita mudança de velocidade, pressão, temperatura e densidade.

O **número de Mach** é o resultado da divisão da velocidade aerodinâmica do avião pela velocidade do som. Ex, o número de Mach 1 significa que a velocidade aerodinâmica é igual à velocidade do som.

Para produzir sustentação fazem com que o ar tenha mais velocidade no extradorso que no bordo de ataque, logo, no extradorso do aerofólio, o ar atingirá Mach 1 antes do bordo de ataque atingir esta velocidade.

A velocidade na qual, pela primeira vez um ponto do avião, normalmente na asa, próximo à fuselagem, atinge a velocidade do som, é chamada de **Mach crítico**.

Para velocidades acima do Mach crítico, podemos ter regiões da asa onde a velocidade dos filetes é menor que a velocidade do som (**sobsonica**), e regiões onde esta velocidade é maior que a velocidade do som (**supersônica**).

A coexistência de velocidade subsônica e velocidade supersônica caracterizam o regime **transônico**.

No regime transônico a passagem do fluxo subsônico para o supersônico é suave, porém a transição do fluxo supersônico para o subsônico é sempre acompanhada de uma onda de choque.

De acordo com o número de Mach, os regimes de voo podem ser classificados em:

- Subsônico –  $M < 0,75$
- Transônico –  $0,75 < M < 1,2$
- Supersônico –  $1,2 < M < 5,0$
- Hipersônico –  $M > 5,0$

A fronteira entre os voos subsônicos e transônicos é uma referência para os problemas de compressibilidades encontrados em voo.

A onda de choque se forma inicialmente nos aerofólios, em velocidades aerodinâmicas menores que Mach 1, mas à medida que a aeronave se aproxima de Mach 1 a onda de choque se desloca na direção do bordo de fuga, isto é, área supersônica aumentada, e inicia o surgimento de uma onda de choque no intradorso.

Ao ultrapassar Mach 1, as partículas de ar devem se ajustar instantaneamente à forma da asa e da fuselagem, produzindo uma nova onda de choque à frente do avião, denominada **onda de proa**.

A onda de choque normal, própria do regime transônico, tem as seguintes características:

1. Só ocorre quando um escoamento passa do supersônico para o subsônico.
2. O número de Mach após a onda é o inverso do número de Mach antes da onda. Ex, se após a onda a velocidade for 1,25, o Mach será  $1 / 1,25$  (inverso) = 0,8.
3. Na onda de choque ocorre aumento de pressão, temperatura e densidade do ar, e redução da velocidade e do número de Mach dos filetes de ar.
4. A onda de choque provoca grande redução de energia dos filetes de ar, isto é, diminuem a soma das pressões dinâmica e estática.

### Consequências das ondas de choque

**Estol de compressibilidade (ou estol de Mach):** A onda de choque muito intensa produz descolamento dos filetes, semelhante ao estol subsônico, e é por isso chamado de estol de compressibilidade, estol de choque ou estol de Mach.

Apesar do descolamento dos filetes, o coeficiente de sustentação máximo não se reduz continuamente, ou seja, o estol de compressibilidade é menos crítico que o estol subsônico.

Um avião no regime transônico encontra buffets (vibrações típicas de pré estol) de baixa velocidade e de alta velocidade, esta situação é chamada de canto do caixão (coffin corner). É possível sair deste canto simplesmente mantendo altitude para consumir combustível.

**Aumento do arrasto:** As primeiras ondas de choque, com pequena intensidade, causam aumento da espessura da camada limite e com a elevação do número Mach elas causam o descolamento dos filetes. Estes dois efeitos produzem uma nova parcela de arrasto denominado **arrasto de onda ou de compressibilidade**.

O crescimento do arrasto é lento após o Mach crítico, mas quando a velocidade aumenta as ondas de choque provocam descolamento dos filetes, e o crescimento do arrasto é mais rápido até chegar ao **Mach de Divergência de arrasto** –  $M_{div}$ , a partir do qual o crescimento do coeficiente de arrasto é muito mais acentuado.

**Varição da posição do CP para trás:** As ondas de choque provocam uma variação na distribuição da pressão nos aerofólios, deslocando o centro de pressão, CP, para trás.

**Redução do downwash:** Quando os filetes de ar passam por um aerofólio, sofrem um desvio para baixo após o bordo de fuga (downwash). Devido ao downwash a superfície horizontal da empenagem tem um ângulo de ataque negativo e produz uma sustentação negativa que estabiliza o avião. Com velocidades superiores ao Mach crítico, a onda de choque reduz o downwash da asa e o ângulo de ataque da superfície horizontal torna-se menos negativo e gera uma sustentação menor.

**Rolloff:** Se o piloto aplicar o pedal próximo ao Mach crítico a asa que fará a curva para fora poderá ultrapassar ao Mach crítico, enquanto a outra não, e terá seu coeficiente de sustentação reduzido, fazendo o rolamento ocorrer para o lado oposto ao esperado. Este fenômeno é denominado rolloff.

As consequências vistas até agora nos fornece ferramentas para analisarmos os problemas de compressibilidade da década de 40, a saber:

**Tendência de picar (tuck under):** Nas grandes velocidades o CP se desloca para trás, aumentando o braço e o momento de picagem do avião, enquanto a redução da componente traseira devido ao downwash reduz a sustentação para baixo. Estes fatores causam um desequilíbrio provocando a tendência de picar.

**Vibrações:** Eram causados pelo deslocamento dos filetes provocados pelas ondas de choque.

**Comandos inoperantes:** As superfícies de comando se moviam sem produzir efeito, pois acima do Mach crítico os sinais produzidos por estas superfícies ficam acumulados na onda de choque ou os comandos se tornava excepcionalmente duros devido à mudança do CP das superfícies de comando, produzindo grande momento na linha de articulação, tornando mais difícil a movimentação.

**Problemas de mergulho:** Num mergulho em grande altitude havia problemas de compressibilidade, enquanto que nos mergulhos em baixa altitude estes problemas desapareciam, este fato deve-se à velocidade do som aumentar a medida que se perde altitude, e eventualmente a redução do número de Mach.

### Voo transônico

Como os problemas de compressibilidade só ocorrem acima do Mach crítico e o arrasto torna-se muito elevado acima do Mach divergent drag, os projetistas empregaram meios de aumentar esses Machs. Os processos foram:

**Enflechamento:** O emprego do enflechamento aumenta o Mach crítico, mas traz inúmeras desvantagens. Entre outras: menor capacidade de produzir sustentação, tendência de estolar de ponta de asa e produzir pitch up, possibilidade de agravar o tuck under nas grandes velocidades etc.

**Aerofólios de pequena espessura e curvatura:** Os aerofólios projetados para as grandes velocidades têm menor curvatura e menor espessura do que aqueles convencionais, usados nas baixas velocidades. O preço a ser pago é a redução do coeficiente de sustentação máximo e do volume para armazenar combustível e trens principais nas asas.

Os primeiros aerofólios estudados com esta finalidade foram chamados de **aerofólios laminares**. Posteriormente verificou-se que estes não eram os melhores aerofólios para altas velocidades, porque o escoamento laminar não depende apenas da forma do aerofólio, mas também do **número de Reynolds** (um número que representa o quociente entre as forças de inércia e as forças de viscosidade).

Atualmente os perfis mais promissores são os **supercríticos**, que apresentam as seguintes diferenças em relação aos convencionais:

- a) maior raio do bordo de ataque;
- b) curvatura superior reduzida;
- c) curvatura em S próximo ao bordo de fuga.

**Regra da área (área rule) :** A área rule constata que o menor arrasto no regime transônico e supersônico é obtido quando as áreas das seções retas do avião ao longo do eixo longitudinal formam uma curva contínua, sem mudanças bruscas ao longo do seu comprimento.

**Geradores de vórtice (vortex generators):** O gerador de vórtice é um dispositivo feito de uma asa de pequeno alongamento colocado num local que se beneficiará com os vórtices por ele produzidos. Estes dispositivos variam em dimensões e combinações, e podem ser montados em várias partes do avião.

Como subproduto da sustentação perpendicular às superfícies criadas por estes dispositivos, os vórtices influenciam os filetes de ar de duas maneiras diferentes:

- a) Os vórtices captam o ar fora da camada limite, e mistura com o ar da camada limite, que está "cansado". Assim a camada é energizada e o gerador de vórtice pode adiar, controlar ou prevenir o descolamento da camada limite.
- b) Geradores de vórtice são posicionados para redirecionar os filetes de ar, agindo como defletores de ar.

**Estabilizador horizontal com incidência variável:** Para tornar mais efetivo o comando de arfagem nas grandes velocidades, bem como para reduzir o arrasto produzido pela deflexão do profundo, os aviões de transporte atuais empregam estabilizadores horizontais móveis.

**Mach trimmer:** O tuck under (tendência a picar) é agravado em asas enflechadas e entre o Mach 0,79 e Mach 0,86 é necessário empurrar o manche para a frente para manter o avião alinhado. A partir daí é necessário puxar o manche para manter o avião alinhado, até o Mach 0,95. Para eliminar esta instabilidade os aviões a jato contam com um dispositivo denominado Mach trimmer.

### Consequências do enflechamento

**Redução da sustentação:** Como a asa enflechada só é sensível à componente do vento relativo perpendicular ao bordo de ataque, ela produzirá menos sustentação que uma asa não enflechada. Para compensar é preciso aumentar o ângulo de ataque.

**Tendência de passeio dos filetes de ar:** Outra característica desfavorável da asa enflechada é a tendência dos filetes de ar passearem pela asa. Esse passeio provoca redução da sustentação e aumento do arrasto, e para reduzi-los são empregados os **wing fences** ou então os pilões do motor com esta finalidade.

**Tendência de estol na ponta da asa:** A asa enflechada tende a estolar de ponta de asa. Esse tipo de estol é indesejável para qualquer asa, e para a enflechada é ainda pior, pois provoca a tendência do pitch up, que é oposto ao tuck under. Assim ao invés de corrigir o estol, abaixando o nariz, tendência de todo avião estável, o avião entrará mais a fundo no estol. Para eliminar essa tendência são usados os remédios clássicos: torção de asa, com menor ângulo de incidência nas pontas, uso de aerofólios com maior curvatura nas pontas das asas etc.

**Dutch roll:** Quando um avião com asa enflechada sofre uma guinada para a direita a asa esquerda sofre uma grande tendência a subir e provocará um rolamento muito mais intenso que em uma asa não enflechada.

Pode-se eliminar o dutch roll aumentando a área da deriva, aumentando a distância da deriva ao CG ou ambas as soluções. A solução mais barata é o **yaw damper** (um dispositivo giroscópico sensível à mudanças de ângulo de guinada. Ao mandar um sinal ao leme de direção, faz com que ele seja aplicado em oposição à guinada.

### Efeitos aeroelásticos

A interação entre as forças aerodinâmicas e deformações elásticas é estudada pela Aeroelástica e seus efeitos mais importantes são **flutter**, a **divergência** e a **inversão dos ailerons**. O estudo do flutter e da divergência é extremamente complexo, por isso só trataremos a inversão de ailerons.

**inversão de ailerons:** À medida que aumenta a velocidade do avião eleva-se também a pressão dinâmica do ar e acarreta uma torção na asa. Assim a rotação da asa diminui a eficiência dos ailerons até o momento em que ele perde totalmente o efeito, na chamada **velocidade de inversão de ailerons**. Duas são as possíveis soluções para este problema, uma é dotar a asa de uma estrutura suficientemente forte, e outra é o emprego de dois pares de

ailerons, um externo e outro interno. Assim os ailerons críticos que são os externos são utilizado somente em baixas velocidades.

**Spoiler:** Para melhorar a eficiência do comando lateral são empregados spoilers. Os spoilers podem ser usados com freios em voo, eles são levantados em pares e recebem o nome de speed brakes. Eles também são utilizados no solo, sendo elementos muito importantes na redução da corrida de aterragem.

### Voo supersônico

Quando a velocidade ultrapassa Mach 1, a onda de choque vai dobrando para trás, formando um cone de Mach. Quanto mais veloz, mais inclinada estará a onda de choque, ou seja, menor o ângulo do cone de Mach.

Outra característica do regime supersônico é a diferença no escoamento dentro de um bocal convergente-divergente quando ele passa de subsônico (incompressível) para supersônico (compressível).

No regime subsônico, um bocal convergente reduz a pressão estática e aumenta a velocidade dos filetes ocorrendo o oposto quando o escoamento é supersônico.

No regime supersônico quando o ar está num tubo convergente seu volume é reduzido (pois ele é compressível), conseqüentemente a sua pressão aumenta e reduz a velocidade.

Essencialmente ocorrem três tipos de ondas de choque no regime supersônico:

- **Onda de choque oblíqua**
- **Onda de choque normal**
- **Onda de expansão** (Nesta há diminuição da pressão).