

---

# Coffin Corner – Perigo em Altitude

Luís Fernando Gouveia de Moraes <sup>1,3</sup>, Márcio Miranda <sup>2</sup>

1 Docteur Aérodynamique - IPEV

2 Piloto Instrutor e Eng. Aeronáutico – Embraer

3 [moraeslfgm@ipev.cta.br](mailto:moraeslfgm@ipev.cta.br)

---

**BIOGRAFIA:** Luís Fernando Gouveia de Moraes atua no DCTA/IPEV desde 2015 é “Docteur en Aérodynamique” na ENSMA/França, Eng. Mecânico e de Armamento pelo IME, Mestre em Eng. Aeronáutica. (Aerodinâmica) pelo ITA, cursou o “Mastère Spécialisé en Aéronautique” na SUP’Aero/França. Realizou estágio no túnel de vento ONERA/GMT/F2 auxiliando em pesquisa sobre asa delta e alto ângulo de ataque. Possui solicitação de patente desde 2007. Atuou como engenheiro/pesquisador no túnel de vento do DCTA/IAE durante 19 anos. É detentor da Medalha do Mérito Santos Dumont (2014) e instrutor no Curso de Ensaios em Voo (CEV) nas disciplinas: Aerodinâmica Subsônica e Supersônica.

Márcio Miranda exerce a função de piloto instrutor na Embraer desde 2006, operando as aeronaves EMB-120, EMB-500/505 e EMB-170/190. Possui graduação em Engenharia Aeronáutica pela Univap e o curso de Piloto de Ensaio em Voo (PEV2) pela Embraer.

**RESUMO:** Este trabalho, relembra o que é a região do envelope de voo conhecida como “Coffin Corner” (canto do caixão) ou “Teto Aerodinâmico”. Com este nome é fácil perceber que se trata de uma região extremamente perigosa para o voo. Descrevem-se fenômenos aerodinâmicos e físicos que ocorrem nesta região a fim de explicar causa e efeito. São abordados aspectos pelos quais o voo a alta altitude e em regime transônico é vantajoso para empresas aéreas.

**Palavras Chave:** Aerodinâmica, Onda de choque, “Stall”, Transônico.

## Coffin Corner – Hazard at Altitude

**ABSTRACT:** This paper deals with the flight envelope region known as “Coffin Corner” or “Aerodynamic Ceiling”. The name makes it easy to remind that such region is extremely dangerous for flights.

The article describes both aerodynamic and physical phenomena which take place in this part of the airspace in order to explain the cause/effect relationship. It also shows why flights at high altitudes and transonic speeds are advantageous for the airline companies.

**Key words:** Aerodynamics. Shock wave. Stall. Transonic.

**Citação:** Moraes, LFG, Sobrinho, FPN. (2018) Coffin Corner – Perigo em Altitude. *Revista Conexão Sipaer*, Vol. 9, No. 2, pp. 4-20.

### 1 INTRODUÇÃO

O Coffin Corner é a região do envelope de voo na qual a aeronave está limitada por duas fronteiras aerodinâmicas, ambas relacionadas à intensa vibração estrutural decorrente do descolamento do escoamento sobre a asa.

Uma das fronteiras está relacionada à vibração excessiva devido ao estol de baixa velocidade (descolamentos) e a outra devido ao estol de alta velocidade (descolamentos após a onda de choque) que induz vibrações severas (denominadas “buffeting transônico”). Em altitudes acima de 40.000 pés (FL400) estas fronteiras são muito próximas, tornando a pilotagem extremamente perigosa. Vide Figura 1.

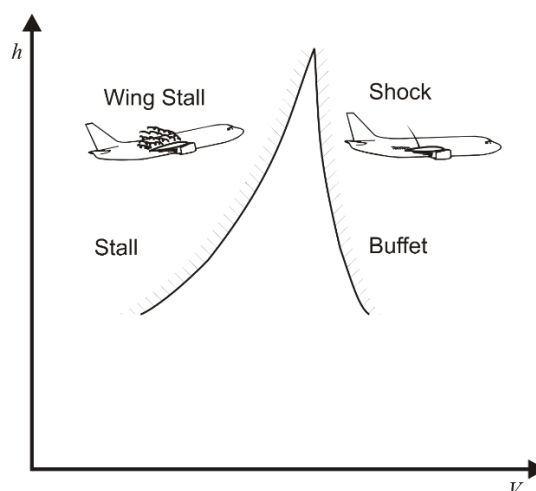


Figura 1- Representação Esquemática do “Coffin Corner”.

Mas então por que voar tão alto e em regime transônico?

A massa específica do ar é reduzida com a altitude e isto implicará na redução do arrasto. Se o arrasto é menor, há menos necessidade de empuxo para mantê-la nivelada e em velocidade de cruzeiro. Menos empuxo (devido a menor massa específica do ar) acarretará também menor consumo, pois, sendo a combustão estequiométrica, menos ar implica menos quantidade de combustível. A redução do consumo de combustível é considerável!

A sustentação é gerada pela velocidade de voo (compensando a baixa massa específica e que se reduz ainda mais com aumento da altitude) e ângulo de incidência das asas. Menos pesado, mais alto voará a aeronave. Além do que, mais alto menor a probabilidade de eventos meteorológicos danosos à segurança de voo. Tendo sido “justificada” a “grande” altitude, podem-se analisar os efeitos da velocidade/regime de voo.

A fórmula de Bréguet (VOS et FAROKHI, 2015), eq. (1), é uma justificativa para tal. O máximo alcance!

$$R_{\max} = \left\{ \left( M \cdot \frac{L}{D} \right)_{\max} \right\} \cdot \frac{a}{SFC} \cdot \ln \left( \frac{\text{Peso inicial}}{\text{Peso final}} \right) \quad (1)$$

Nela, observa-se que o alcance máximo ( $R_{\max}$ ) é função direta do produto do número de Mach (ou simplesmente Mach) pela eficiência aerodinâmica (razão de planeio). Estes são parâmetros aerodinâmicos e caberá compatibilizar altos Mach e relação  $L/D$ .

O termo  $a$  refere-se à velocidade do som e SFC (“Specific Fuel Consumption”). O SFC está intimamente relacionado à tecnologia de motorização e diz respeito à relação entre consumo de combustível e empuxo produzido. Já o termo relativo ao peso, à questão estrutural.

Uma aeronave supersônica como o Concorde, p.ex., que voava a 18300m (FL600) e Mach 2,04, superando diversos problemas relativos ao regime transônico e aqueles particulares ao voo supersônico (aquecimento cinético e dilatação térmica dentre outros) (PEYRAT-ARMANDY,1997) demonstrou a dificuldade de compatibilizar o trinômio “eficiência x rentabilidade x meio ambiente”. Problemas relativos ao ruído (“BOOM SÔNICO”), motor turbojato (emissão de poluentes e alto consumo de combustível) e baixo número de passageiros conduziram - infelizmente - ao fracasso comercial. Além do projeto inovador e novas tecnologias, o Concorde foi a aeronave comercial com maior “teto”.

Então, com as dificuldades intrínsecas a uma aeronave comercial supersônica listadas acima, resta voar o mais rápido possível na região denominada alto subsônico (ou baixo transônico).

Da fórmula de Bréguet, equação 1, o termo  $\left( M \cdot \frac{L}{D} \right)_{\max}$  pode ser obtido por:

- Aumento do Mach voando alto (pois a velocidade do som é baixa);
- Baixo arrasto implicando em voar em alta altitude, asa de grande alongamento, enflechada e aerofólio de alto desempenho;

Normalmente o coef. de sustentação de uma aeronave comercial é baixo, pois reduz o arrasto induzido. O valor de  $\left( \frac{L}{D} \right)_{\max}$

ou  $\left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{\max}$  é obtido utilizando-se a polar de arrasto da aeronave. Na Figura 2, os pontos amarelos correspondem à maior “eficiência aerodinâmica”. O maior valor ocorre para  $M=0,86$ .

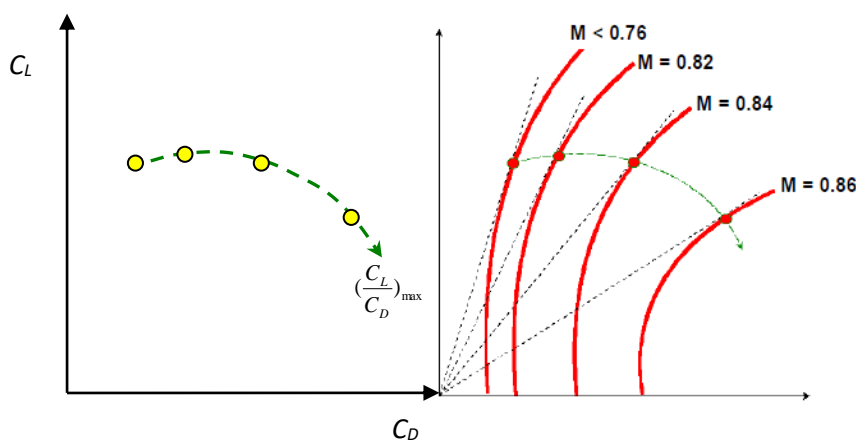


Figura 2- Polar de Arrasto.

Assim, justificam-se a questão do regime de voo e altitude.

Durante a segunda guerra mundial eventos como perda de controle em voo, vibrações excessivas, deformações estruturais etc. fizeram parte do pesadelo dos pilotos.

Posteriormente descobriu-se que estes estavam associados à compressibilidade do ar a qual produzia fenômenos até então desconhecidos como a onda de choque.

As aeronaves comerciais atuais voam a Mach superiores a 0,8. Para tal, uma série de artifícios aerodinâmicos são empregados.

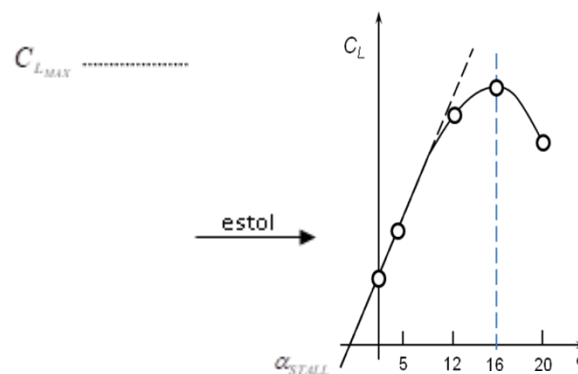
Mesmo assim, a combinação velocidade-altitude pode revelar-se extremamente perigosa como será apresentado neste trabalho.

## 2 VOO A BAIXA VELOCIDADE

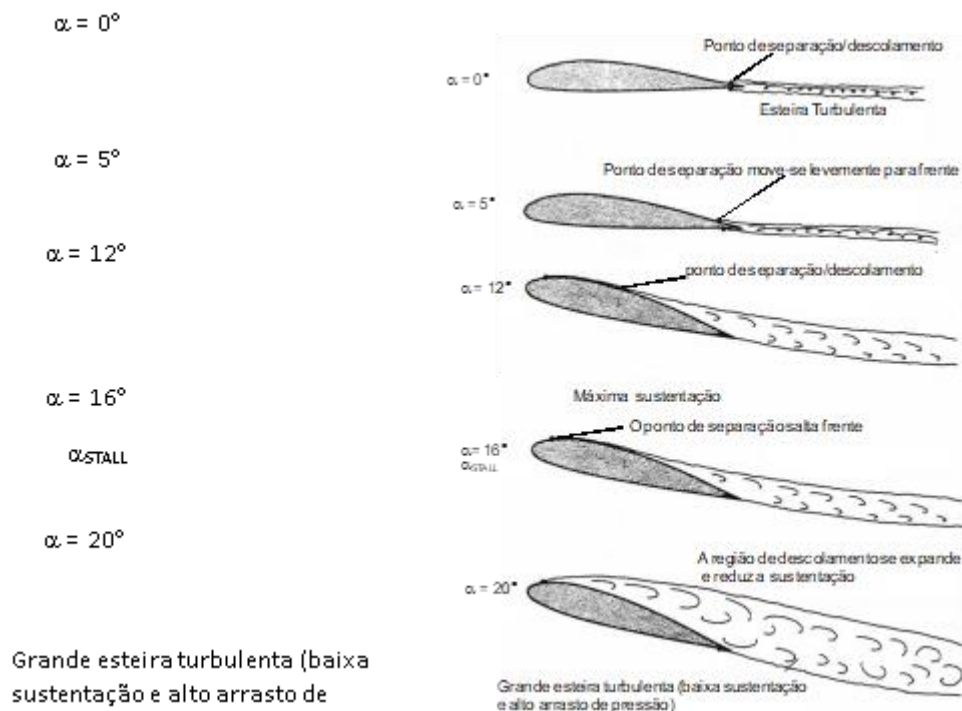
O termo baixa velocidade pode ser controverso, mas fundamentalmente deseja-se negligenciar efeitos de compressibilidade do ar.

Quando em baixa velocidade, a aeronave pode estolar devido, basicamente, a:

- exceder o ângulo de ataque de estol ( $\alpha_{STALL}$ ). O descolamento da camada limite (C.L) - motivado pelo alto ângulo de ataque ( $\alpha$ ) - atingiu tal amplitude que não há mais como gerar sustentação que compense o peso da aeronave. E esta sustentação vem da baixa pressão gerada na região do extradorso próxima ao bordo de ataque. A relação evolução do ângulo de ataque e região descolada pode ser observada na Figura 3.



(a) Curva  $C_L$  versus  $\alpha$ .



(b) Evolução do descolamento da C.L com o aumento do ângulo de ataque ( $\alpha$ ).

**Figura 3** - Influência do ângulo de ataque na evolução do descolamento de camada limite em um aerofólio.

Fonte: HURT, Jr., 1960.

- velocidade de voo (em voo reto e nivelado na condição de  $C_{L_{max}}$ ) inferior àquela capaz de sustentar a aeronave. Esta velocidade - limite inferior para sustentação da aeronave - é abreviada como  $V_{STALL}$  - (HURT, Jr., 1960).

$$V_{STALL} = \sqrt{\frac{2 \cdot (n_z a \cdot W - T \cdot \sin \alpha_s)}{\rho \cdot S \cdot C_{L_{máx}}}} \quad (2)$$

Nesta expressão, o  $C_{L_{MAX}}$  corresponde à aeronave com dispositivos hipersustentadores baixados ou não. Ele é imutável para uma configuração. Já  $n_z a$  o fator de carga e  $T$  o empuxo (tração).

Entretanto no caso das modernas aeronaves de longa distância, o valor de  $C_L$  em cruzeiro é baixo (minimizar arrasto induzido) e também a massa específica do ar ( $\rho$ ), levando a uma velocidade de estol maior, porém factível de ser atingida em condições de voo a alta altitude.

Por facilidade de compreensão será analisado o escoamento em um aerofólio/perfil, pois ele é bidimensional ao contrário de uma asa, onde a presença das pontas torna o escoamento tridimensional.

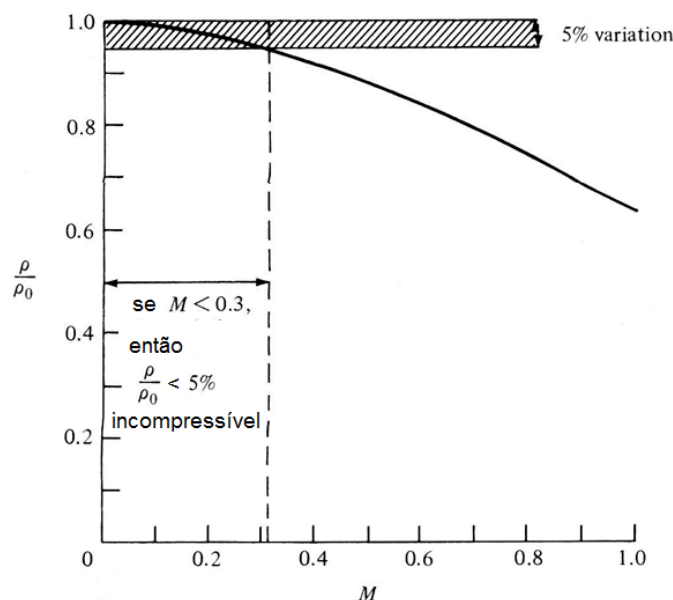
### 3 COMPRESSIBILIDADE DO AR

O ar é um fluido cuja massa específica ( $\rho$ ) pode variar, seja estática ou dinamicamente.

Na figura 4, apresenta-se a evolução da relação entre a massa específica do ar ( $\rho$ ) e a massa específica nas condições de estagnação ( $\rho_0$ ) para um Mach. Ou seja, a massa específica do ar escoando a um determinado Mach em relação à sua massa específica na condição sem escoamento (Mach nulo).

Na figura 4, tem-se que o escoamento de ar considerado “escoamento incompressível” até  $M=0,3$ . Acima deste valor observa-se que a massa específica do ar decresce em valores superiores a 5% daquele observado na situação estática (estagnação). Nesta situação o escoamento passa a ser considerado compressível.

Em um aerofólio/asa, o escoamento acelera na sua superfície superior (extradorso) e, de acordo com a velocidade à frente da asa e de sua geometria, poderão ser observadas velocidades supersônicas sobre ela ( $M > 1$ ). Neste caso, variações significativas de pressão e massa específica ao redor da asa.



**Figura 4-** Redução da massa específica do ar.

Fonte: Anderson, 1986.

É comum, ao tratar de escoamentos compressíveis, utilizar o conceito do número de Mach (homenagem a Ernst Mach, físico austríaco nascido em 1837) em vez da velocidade. Isto, porque o número de Mach (Mach ou  $M$ ) representa a proporção/porcentagem entre a velocidade de um corpo em um meio e a velocidade de propagação das ondas de pressão (ondas sonoras) no mesmo meio, sendo possível discernir com maior clareza as regiões nas quais o escoamento é compressível.

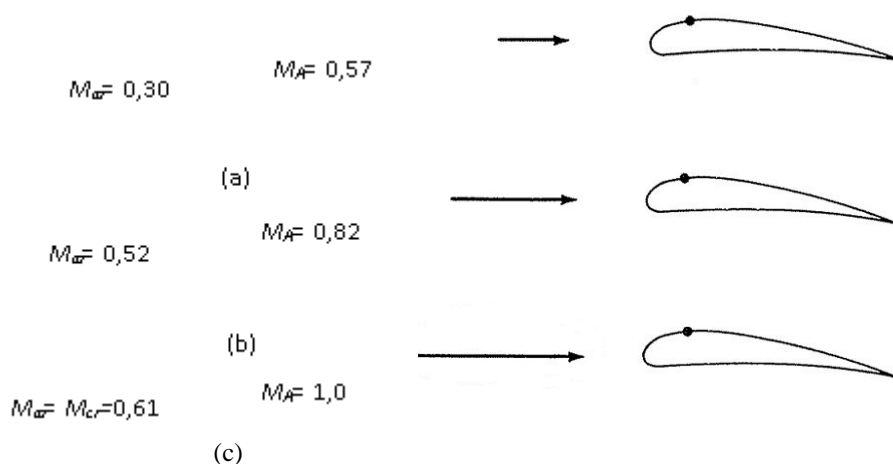
O escoamento subsônico é aquele que se desenvolve até a velocidade sônica, correspondente à  $M = 1$ . Entretanto, devido à compressibilidade do escoamento com o Mach, esta divide-se em três, a saber: subsônico incompressível, subsônico compressível e transônico.

A novidade passa a ser o regime transônico que é aquele no qual coexistem regiões subsônicas e supersônicas ( $M > 1$ ) espacialmente distintas, porém no mesmo instante de tempo.

Ao contornar o extradorso de um(uma) aerofólio/asa, o escoamento naturalmente aumenta de velocidade e isto se agrava com o aumento da velocidade de voo.

Para uma determinada condição de voo, Mach e ângulo de ataque, surge um ponto no extradorso do aerofólio onde o Mach local (neste ponto) é 1. Nesta situação específica, o Mach de voo é denominado "Mach Crítico" e representado por  $M_{cr}$  – (Anderson Jr., 1986).

A Figura 5 apresenta a evolução do Mach do escoamento incidente ( $M_\infty$ ) e do ponto A ( $M_A$ ) ambos sobre sua superfície. Será em A que a velocidade sônica surgirá pela primeira vez sobre o aerofólio.



**Figura 5-** Mach Crítico.

Fonte: Anderson, 1986.

Observa-se que, ao atingir  $M_\infty=0,61$ , no ponto A tem-se  $M_A=1,0$ . Então o Mach Crítico do aerofólio será  $M_{cr} = 0,61$ . É a partir deste momento que se inicia o regime (escoamento) transônico, pois existe um ponto sônico sobre o aerofólio e subsônico nas outras regiões (Anderson Jr., 1986).

#### 4 VOO EM REGIME TRANSÔNICO

Uma vez que o mach crítico foi alcançado e superado, o aerofólio/asa encontra-se no regime transônico. Aumentado ainda mais o Mach de voo, surgirá então uma região (bolha) na qual internamente o mach sera superior a 1 e, na fronteira desta (linha pontilhada), igual a 1, conforme apresentado na Figura 6.



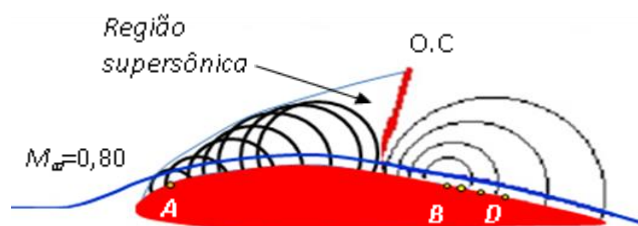
**Figura 6-** Bolha Supersônica no Escoamento Transônico.

Fonte: Anderson, 1986.

Elevando o Mach da aeronave, a bolha aumentará. Como o escoamento em seu interior é supersônico, as ondas sonoras (ondas de pressão) movimentam-se no interior de um cone (cone de Mach) indo para trás (bordo de fuga). Cada ponto na superfície dentro da bolha gera um cone. Entretanto, fora da região supersônica, os pontos no aerofólio/asa geram ondas sonoras circulares/esféricas que se expandem. Fisicamente, as ondas geradas na região subsônica não podem invadir a região supersônica. Começa então a ocorrer a superposição (“empilhamento”) de ondas, que originará a onda de choque (O.C).

Na figura 7, o ponto A (no extradorso do aerofólio) é interior à região supersônica, a qual gera as ondas sonoras (ondas de pressão) mostradas na mesma figura. Os pontos B até D (p.ex) são pontos no extradorso (região subsônica) onde a onda de pressão é circular/esférica.

A onda de choque ao comprimir o escoamento retira energia cinética do mesmo. Este processo de compressão é denominado irreversível, pois parte da energia é transferida ao choque na forma de calor, elevando sua temperatura e a do escoamento logo após o choque. Desta forma, a onda de choque – através da compressão – retorna o escoamento à condição subsônica. Paulatinamente o escoamento vai, após o aerofólio, retomar o mesmo Mach à frente do aerofólio.



**Figura 7-** Superposição de ondas de pressão gerando a O.C.

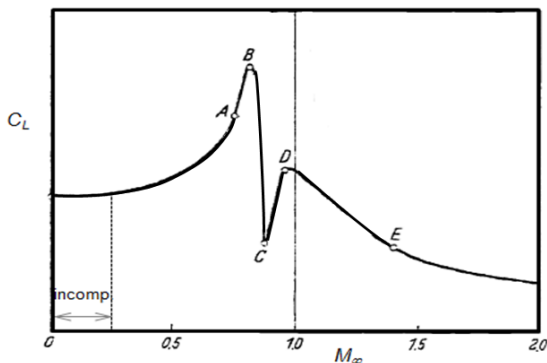
Fonte: Whitehead, H., 2009, pág. 33.

A perda energética acarreta diminuição da velocidade e aumento abrupto e intenso da pressão após o choque. Este aumento de pressão induz o descolamento (separação) da camada de ar adjacente à superfície do aerofólio.

Na Figura 8a, analisa-se um aerofólio no qual seu ângulo de ataque é imutável, variando apenas o Mach do escoamento incidente. Nota-se que a ocorrência do choque no extradorso representada pelo ponto Q e consequente descolamento após ela reduz o  $C_L$ . Tal evento é denominado “Shock Stall”, “Estol de Alta Velocidade” ou “Estol de Compressibilidade”. Na Figura 8b o mesmo ponto Q apresenta espessamento da camada de ar descolada após o choque no extradorso.

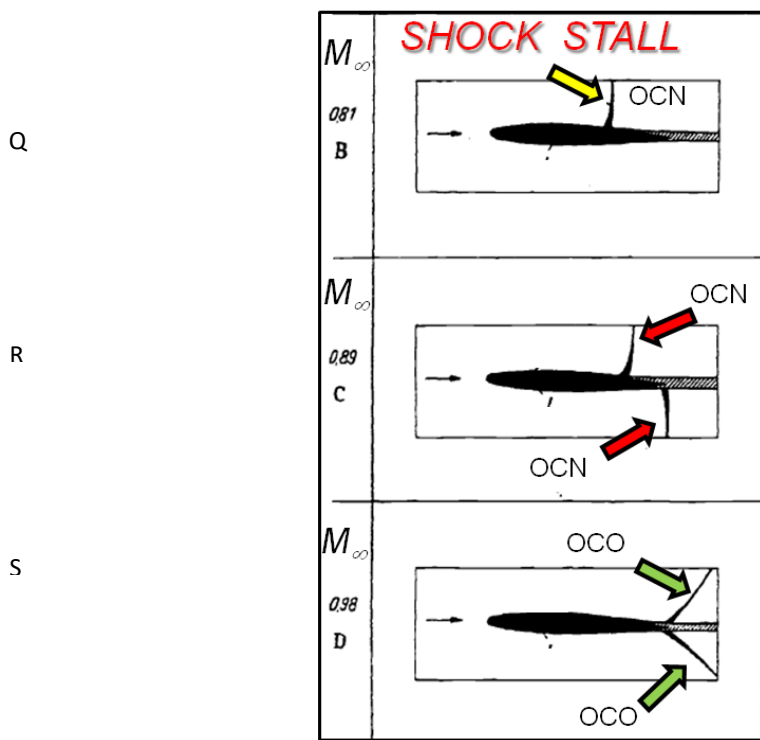
Atente-se que nesta situação, apresentada na figura 8, o aerofólio mantém fixo seu ângulo de ataque ( $\alpha$ ).

Caso o ângulo de ataque ou sua espessura aumentassem, os eventos seriam adiantados, ou seja, ocorreriam em números de Mach menores.



Curva  $C_L$  versus Mach, evidenciando o “SHOCK STALL”.

( a )

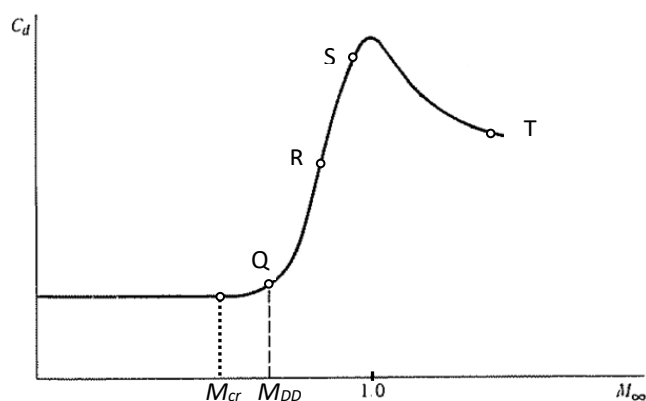


( b )

**Figura 8-** Coef. de arrasto versus M.  
 Fonte: SCHLICHTING, 1979.

A presença da onda de choque eleva o arrasto (incremento denominado “arrasto de onda”) à asa/aerofólio e a separação após o choque induz flutuações de pressão (vibrações) intensas na superfície.

O Mach caracterizado pela presença do choque e elevação no arrasto denomina-se Mach de Divergência de Arrasto ( $M_{DD}$ ) – conforme apresentado na Figura 9.



**Figura 9-** Coef. de arrasto versus  $M$ .

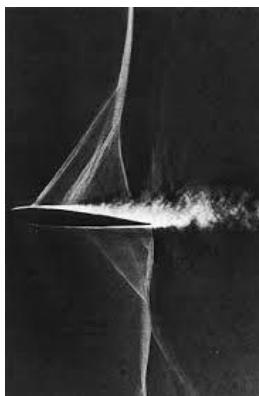
Aumentando o Mach da aeronave (em direção à  $M=1$ ) verifica-se que a onda de choque se movimenta um pouco mais em direção ao bordo de fuga e aumenta em intensidade. Situação correspondente àquela entre os pontos **Q** e **R** na Figura 9.

A onda de choque, por si só, não gera descolamentos; dependerá de sua intensidade, que é mensurada pela razão entre as pressões totais imediatamente antes e após o choque.

Quanto maior a razão entre as pressões totais, mais forte é o choque e a possibilidade de descolamento do escoamento no extradorso e após o choque. O descolamento deve-se pela grande perda de energia cinética e a interação viscosa do escoamento com o extradorso da asa.

Na Figura 10, observa-se um forte descolamento após o choque. Este produzirá elevação na pressão estática no extradorso (em relação à região supersônica antes do choque), porém ainda inferior as pressões estáticas observadas no intradorso. Fisicamente, isto resulta em redução da sustentação. Vide Figura 8b, ponto Q.

Como o bordo de fuga provê “ligação” entre as regiões subsônicas no extradorso e no intradorso, a baixa pressão do bordo de fuga, em contraste com a pressão mais elevada no intradorso, “suga” o escoamento (na superfície inferior) permitindo que junto com o aumento do Mach de voo, surja uma onda de choque no intradorso. Neste momento passam a coexistir duas ondas de choque, uma em cada superfície do aerofólio. Com o aumento continuado no Mach, o choque no intradorso dirige-se ao bordo de fuga, ultrapassando o do extradorso. Situação representada entre os pontos Q e R nas Figuras 8a, 8b e 9.



**Figura 10-** Coef. de arrasto versus  $M$ .

Tais descolamentos – nesta situação – induzem fortes oscilações de pressão que resultarão em intensas vibrações podendo levar a problemas estruturais severos.

A queda no  $C_L$  (“Shock Stall”) mostrada na Figura 8 ponto Q, inicia-se com o forte descolamento no extradorso, acentua-se com a movimentação do choque no intradorso e cessa quando os choques atingem ao bordo de fuga.

Quando o choque no intradorso ultrapassa a posição do choque no extradorso, a região supersônica gera no intradorso pressões inferiores àquelas na região correspondente no extradorso, reduzindo o  $C_L$ .

A partir daí, há uma recuperação no  $C_L$ , pois ocorre a movimentação do choque no extradorso em direção ao bordo de fuga conforme a Figura 8 ponto S.

Já o arrasto começa a diminuir quando as ondas de choque chegam ao bordo de fuga, pois não existirão mais regiões descoladas sobre o aerofólio.

Os aspectos negativos abordados acima incentivaram a realização de pesquisas na área de aerofólios transônicos e que culminaram em um novo aerofólio, denominado “supercrítico”, o qual apresentou desempenho superior aos convencionais.

## 5 AEROFÓLIO SUPERCRÍTICO

O aerofólio supercrítico foi idealizado por Richard Whitcomb (1965) com o objetivo de reduzir o arrasto em regime transônico. Este aerofólio, conforme apresentado na Figura 11, possui as seguintes características:

- Extradorso quase plano;
- Bordo de fuga espesso;
- Traseira do aerofólio curvada; e
- Bordo de ataque arredondado.

A onda de choque obtida sobre este perfil é bem mais fraca que a de um perfil convencional. O extradorso quase plano posiciona a onda de choque mais para trás reduzindo sua intensidade e em consequência o descolamento (Bousquet, 1990).

Para uma mesma espessura relativa, o perfil supercrítico – Figura 11 - permite  $M_{cr}$  e  $M_{DD}$  mais altos que os perfis convencionais.

Para o mesmo Mach de voo, o perfil supercrítico apresenta espessura maior que o convencional correspondente (no sentido de  $M_{cr}$  e  $M_{DD}$ ) permitindo armazenar mais combustível em seu interior.



**Figura 11-** Aerofólio Supercrítico

Ou seja, este perfil é economicamente interessante para as companhias aéreas e aeronaves que tem cruzeiro transônico.

## 6 VOO EM ALTITUDE

A altitude máxima operacional de uma aeronave é limitada por três fatores:

- buffet (aerodinâmica);
- empuxo (propulsão); e
- certificada (estrutural).

A altitude de cruzeiro será definida pelo mais restritivo dentre os três.

No voo em cruzeiro a aeronave passa a maior parte do tempo em voo reto e nivelado ( $n = 1$ ), porém ela pode realizar alguma manobra que a leve a suportar algum fator de carga ( $n$ ) positivo ou negativo. Assim,

$$p_s(Z_p) = \frac{2}{C_{L_{\max}} \cdot M^2 \cdot \gamma \cdot S} \cdot (n \cdot W) \quad (3)$$

Ou, na forma mais usual

$$C_{L_{\max}} \cdot M^2 = \frac{n \cdot W}{p_s(Z_p)} \cdot \frac{2}{\gamma \cdot S} \quad (4)$$

Observa-se facilmente nas expressões acima que, mantendo o Mach de voo e a configuração ( $C_L$ ) quanto menor o peso da aeronave ( $W$ ) menor será a pressão estática ( $p_s$ ) - correspondendo a uma altitude de pressão ( $Z_p$ ) maior. Ou seja, durante o voo com o consumo de combustível a aeronave tende a subir – o que se revelará perigoso.

Os “buffets” são vibrações normalmente encontradas em alta e baixa velocidades (AIRBUS 2015), (AIRBUS, 2016). Ambos se referem ao descolamento de camada limite. O de alta velocidade é o descolamento induzido pela onda de choque. O de baixa velocidade é o descolamento devido ao aumento do ângulo de ataque para compensar a baixa velocidade. Em ambos casos resultam no estol.

O início do buffet em baixa velocidade é marcado por uma vibração bem definida, de intensidade  $\pm 0,1g$ , e que limita o  $C_{L_{\max}}$ .

No caso específico do voo em regime transônico, a extensão/magnitude do descolamento - após a onda de choque - dependerá da intensidade do choque, sendo fator restritivo a uma aeronave comercial.

O descolamento produz flutuações de pressão fortes e aleatórias que resultarão na vibração da asa. Esta vibração é a resposta dinâmica da estrutura à excitação induzida pela pressão aleatória (errática) na região descolada e traduzida por acelerações verticais (fatores de carga) locais.

Assim, quanto mais intenso o choque, maior será o “buffeting transônico” daí a importância do emprego de asas capazes de reduzir a intensidade do choque.

Modificando a expressão 4, com  $n=1$  (nivelado,  $L=W$ ),  $W$ ,  $\gamma$  e  $S$  constantes, tem-se o  $C_L$  inversamente dependente da pressão estática na altitude de voo e do Mach.

Observe na eq. (4) que ao aumentar a altitude ( $Z_p$ ) - mesmo mantendo  $M < 1$  constante - o  $C_L$  aumentará. Quando o  $C_L$  aumenta, o  $M_{cr}$  e  $M_{DD}$  são antecipados. Ou seja, mesmo para o mach de voo constante, o “Shock Stall” e o buffeting podem



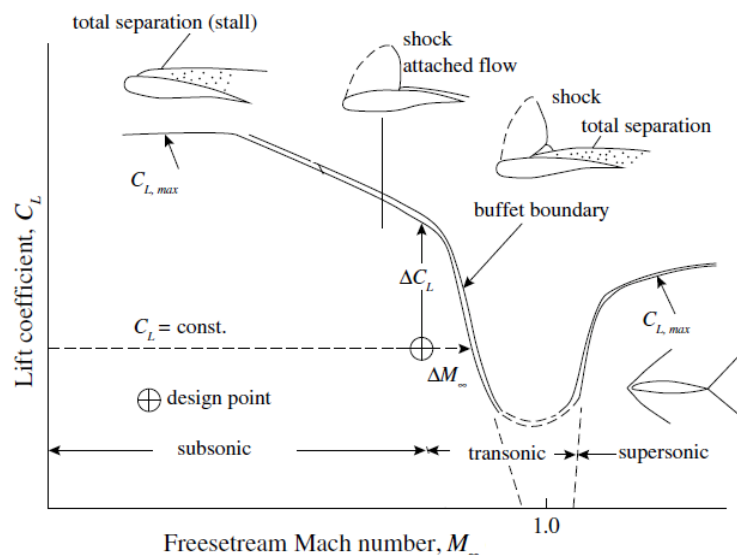
ocorrer antes do esperado. Nesta situação a restrição na intensidade do buffeting limitará o  $C_{LMAX}$  da aeronave. (AIRBUS, 1985), (AIR FRANCE, 1997).

A maior altitude sem ocorrência de buffet é denominada "Teto Aerodinâmico".

Na figura 12 a seguir, apresenta-se o exemplo da fronteira de início de "Buffet" para um aerofólio. Note que a fronteira está relacionada ao  $C_{Lmax}$ . Na figura, o aerofólio apresenta um valor de  $C_L$  e Mach de projeto ("design") e respectivas faixas de segurança ( $\Delta C_L$  e  $\Delta M$ ), as quais são definidas por normas aeronáuticas.

As normas são adotadas, pois o  $C_{Lmax}$  pode ser atingido para um  $C_L$  usual de voo se ocorrer uma rajada vertical. E não apenas isto, com esta rajada vertical, valores de  $Mcr$  e outros são reduzidos.

A Figura 12 apresenta esquematicamente o "Buffet Boundary" em relação ao Mach. Evidenciam-se as regiões descoladas e o choque.



**Figura 12-** Curva representativa da fronteira de início do buffet em função do Mach.

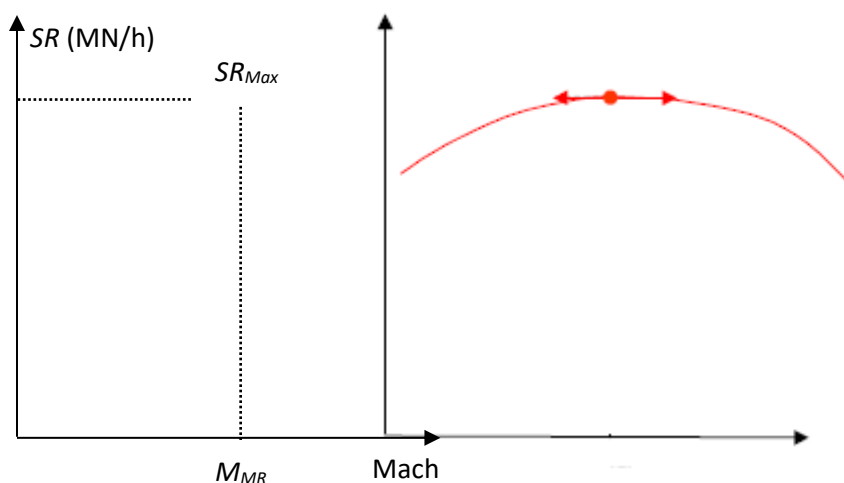
**Fonte:** Vos & Farokhi, 2015.

**No tocante ao empuxo gerado pela motorização**, além da altitude, o alcance deve ser abordado. Os fabricantes de aeronaves adotam uma expressão modificada daquela de Bréguet, Eq. 1. Ela é denominada Alcance Específico (SR – "Specific Range") e considera a distância percorrida por massa de combustível utilizada a máxima distância percorrida para uma dada quantidade de combustível a ser utilizada. Assim,

$$SR = M \cdot \left( \frac{L}{D} \right) \cdot \frac{a_0}{SFC} \cdot \sqrt{\frac{T}{T_0}} \cdot \frac{1}{W_f} \quad (5)$$

O índice 0 denota ao nível do mar e  $W_f$  o peso do combustível utilizado. Sua unidade será milhas náuticas por hora (NM/h).

Da Figura 13 nota-se que existe um número de Mach denominado "Mach Maximum Range –  $M_{MR}$ " para o qual o Alcance específico (SR) será máximo.

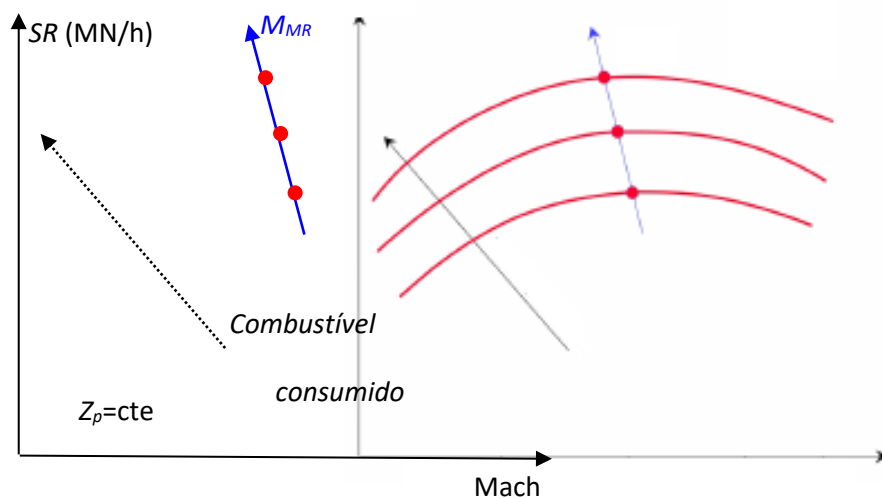


**Figura 13-** Curva de alcance específico em função do Mach de voo. Para peso e altitude fixos.

**Fonte:** AIRBUS, 2002.

Ou seja, há um Mach ( $M_{MR}$ ) para o qual o alcance específico ( $SR$ ) será máximo por kg de combustível utilizado.

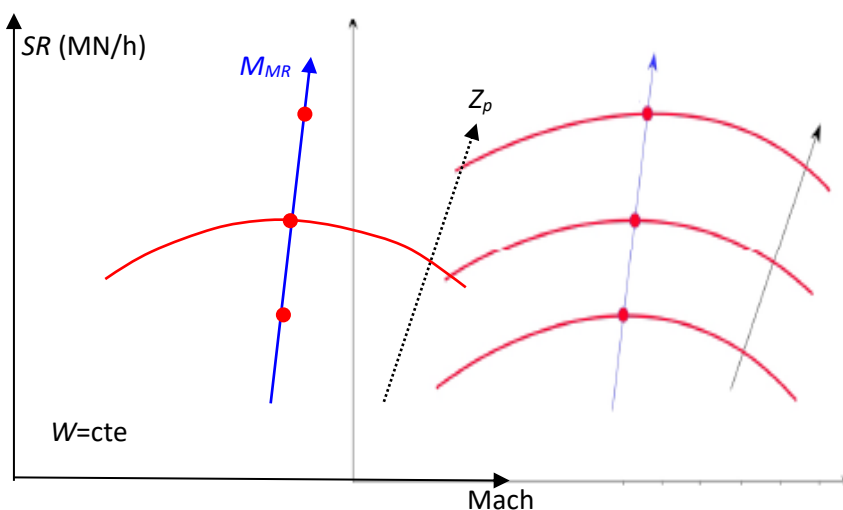
Se a altitude de pressão ( $Z_p$ ) for constante, Figura 14, como o peso diminui (gasto de combustível) ao longo do trajeto, o  $M_{MR}$  diminuirá. Em geral, quando em cruzeiro, o Mach é mantido constante e igual ao  $M_{MR}$  na altitude de voo considerada.



**Figura 14-** Curvas de alcance específico em função da variação de peso e do Mach de voo. Para altitude constante; as setas indicam aumento de  $M_{MR}$  e do combustível consumido.

**Fonte:** AIRBUS, 2002.

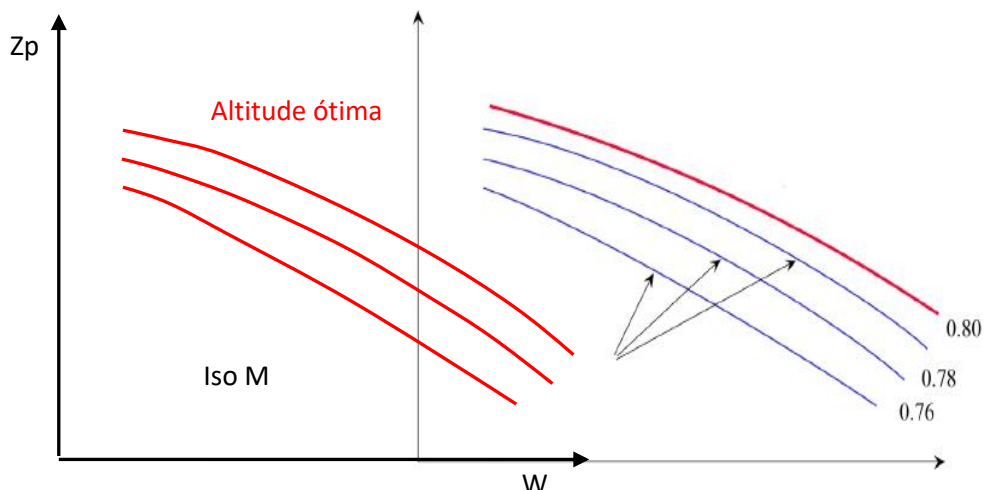
No tocante ao peso constante, a Figura 15 permite observar que o aumento da altitude de pressão ( $Z_p$ ) aumenta o  $M_{MR}$ . Além disso, para cada altitude o alcance específico aumenta e terá um  $M_{MR}$  próprio.



**Figura 15-** Curvas de alcance específico em função do Mach de voo. Para peso constante; as setas indicam aumento de  $M_{MR}$  e da altitude de pressão ( $Z_p$ ).

**Fonte:** AIRBUS, 2002.

Com base em duas variáveis importantes: altitude e peso, pode-se determinar a altitude ótima para cada Mach. Esta curva – Figura 16 – é o lugar geométrico dos pontos de  $SR$  máximo (para um dado Mach e variando  $W$ ). Ou seja, o Mach é na realidade o  $M_{MR}$ , para  $W$  e  $Z_p$  constante, resultando em  $SR_{MAX}$ .



**Figura 16-** Curva de altitude ótima em função do peso, para vários Mach.  
**Fonte:** AIRBUS, 2002.

A *Potência Requerida* ( $P_{req}$ ) considera o arrasto parasita (atrito + pressão + interferência) e – adicionalmente - o arrasto de onda, pois o voo é em regime transônico.

A potência disponível ( $P_{disp}$ ) está diretamente relacionada ao empuxo (T) e velocidade (V) da aeronave.

$$P_a = T \cdot V \tag{6}$$

Em altitude, empuxo e velocidade podem ser aproximados em relação ao nível do mar (NM) por:

$$T_{altitude} = T_{NM} \left[ \frac{\rho_{altitude}}{\rho_{NM}} \right] \tag{7}$$

$$V_{altitude} = V_{NM} \sqrt{\frac{\rho_{NM}}{\rho_{altitude}}} \tag{8}$$

A potência disponível e potência requerida são reduzidas em altitude devido à redução na massa específica do ar.

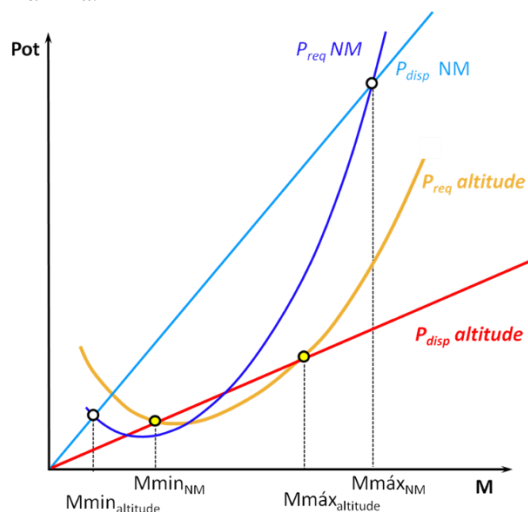
O “Excesso de Potência” - representado pela distância vertical (para um dado Mach de voo) entre a curva de potência disponível e potência requerida – permite à aeronave realizar manobras, se necessário, na altitude de voo. Observa-se da Figura 17 que o excesso de potência diminui com a altitude, podendo até chegar à situação que o excesso de potência seja nulo (“teto de propulsão”).

Ou seja, em vista da diminuição da massa específica do ar, ambas as potências são reduzidas, ocasionando o mesmo comportamento em relação ao excesso de potência.

Isto implica em uma altitude – denominada “Teto Absoluto” na qual o excesso de potência é nulo. Nela, a aeronave encontra-se em perigosa situação de não dispor de potência para manobras (curvas e subida).

Quanto às velocidades (Mach) máxima e mínima na Figura 17, elas podem ser limitadas pela ocorrência dos buffets de alta e baixa, respectivamente.

Outro detalhe, também na Figura 17, é o ponto de mínimo na curva de  $P_{req}$ . Este corresponde à “eficiência aerodinâmica” máxima.



**Figura 17-** Potências versus Mach e altitude.  $W = cte$ .

**Fonte:** o autor.

**A questão estrutural** diz respeito aos esforços relativos tanto à pressão dinâmica exercida pelo escoamento sobre componentes da aeronave (asas e empenagens) como estáticos (pressurização da fuselagem). Isto porque maior a altitude e velocidade, mais crítico o diferencial de pressões interno e externo na fuselagem. Neste item também se inclui a resistência a esforços cíclicos.

## 7 SUBIDA PARA ALTITUDE DE CRUZEIRO

Após a decolagem a aeronave inicia as etapas de subida a fim de atingir a altitude de cruzeiro.

Segundo Saintive N.S - Performance de aviões a jato - Peso e Balanceamento.

A subida de um avião pode ser realizada segundo aspectos importantes como:

- 1) melhor razão de subida (menor tempo para atingir a altitude de cruzeiro);
- 2) menor consumo de combustível; e
- 3) menor custo operacional (desgaste estrutural e dos motores);

A subida até a altitude de cruzeiro pode compor-se de um conjunto de etapas (degraus) nos quais a aeronave sobe em velocidade (CAS) constante e acelera antes de outra etapa de subida.

Ao realizar a subida com CAS constante, aspectos aerodinâmicos como estol permaneçam os mesmos que ao nível do mar.

Porém, há uma altitude (denominada « CROSSOVER ») onde o piloto passará a voar segundo o Mach, negligenciando o CAS ou TAS. Isto, pois será mais « físico » para ter atenção quanto aos efeitos de compressibilidade e limite de Mach impostos pelo fabricante.

## 8 ALTITUDE DE “CROSSOVER”

O planejamento de um voo requer explicitar as fases (degraus) que levarão a aeronave à sua altitude de cruzeiro. Por exemplo, uma aeronave sobe a FL100 a 250 knots, em seguida acelera a 300 knots e sobe a FL400. Lembrando que FL400 significa nível de voo (“Flight Level”) de 40.000 pés.

Ao nível do mar, as velocidades calibrada (CAS), indicada (IAS), equivalente (EAS) e verdadeira (TAS) são muito próximas. Assim, durante uma parte desta subida, a velocidade a ser considerada pode ser CAS ou a IAS. Porém, a partir de um certo nível de voo, a velocidade TAS torna-se bem maior que a CAS ou IAS (que continuam próximas). Além do mais, pelo fato da temperatura reduzir com a altitude, o Mach (função da TAS) passa ser mais relevante (e preocupante) que a CAS (ou IAS).

Até uma certa altitude, a velocidade verdadeira e o mach são baixos e não criam problemas relativos à ocorrência de ondas de choque ou cargas excessivas sobre a aeronave. Portanto, sob o ponto de vista do piloto, a velocidade IAS ou CAS lhe parece “mais física”, pois está relacionada à pressão dinâmica responsável pela sustentação da aeronave e considera a massa específica do ar ao nível do mar ( $\rho_{NM}$ ).

Se a pressão dinâmica permanecer constante durante as fases iniciais de subida para o voo em cruzeiro a CAS permanece imutável já que é função direta da pressão dinâmica e  $\rho_{NM}$  é constante. Com isto, fisicamente o estol da aeronave não muda, independente da altitude e/ou temperatura. Entretanto, como dito anteriormente, a TAS e o Mach aumentam. Veja a Figura 18. O eixo horizontal fornece a velocidade, o fato de ser CAS ou TAS vai depender da curva escolhida.

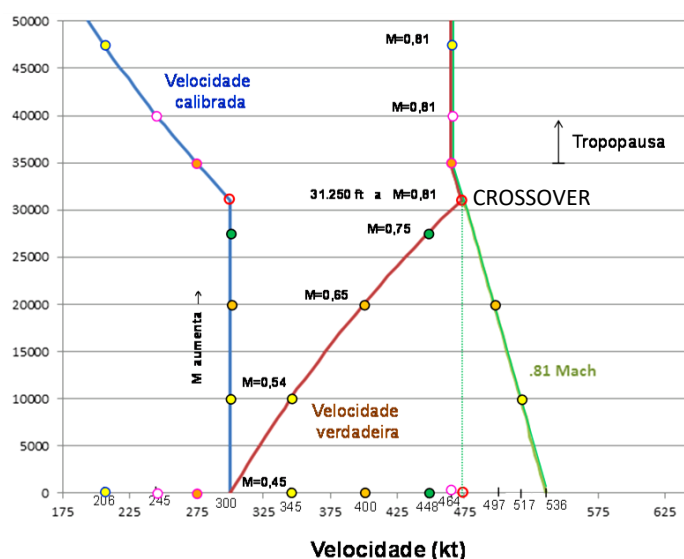


Figura 18- Relação entre velocidades e Mach. Altitudes de CROSSOVER e Tropopausa.

Fonte: o Autor.

O aumento do Mach acima de 0,8 dá o alerta para efeitos de buffeting e “Shock Stall” que poderão surgir, caso continue aumentando. Assim (no caso considerado) a aeronave persegue o voo a um Mach seguro. Na Figura 99 observa-se o aumento do mach até que atinge o valor constante de 0,81 e daí não passará, evitando os efeitos perigosos da compressibilidade do ar sobre a estrutura da aeronave.

É uma situação verdadeiramente perigosa, pois enquanto a aeronave ganha altitude à CAS constante, a temperatura diminui e traz rapidamente o Mach crítico, a aparição da onda de choque, o MMO e mach de divergência de arrasto ( $M_{DD}$ ) e... o perigoso buffet transônico. O MMO será apresentado posteriormente.

Por isso, faz-se necessário reduzir o Mach de cruzeiro e controlá-lo.

No caso das Figura 18 e 19, nota-se que ao atingir  $M=0,81$  a velocidade não será mais a CAS, pois ela passa a diminuir.

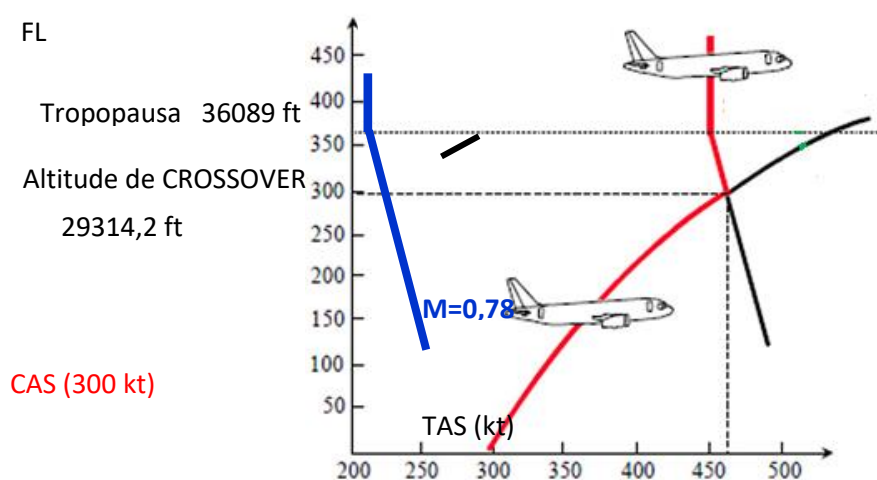
Agora, o **mandatário** será o **Mach!**

A TAS permanece fixa quando a aeronave encontra-se na tropopausa ( $T = cte$ ) e o Mach em 0,81.

A altitude que isto ocorre denomina-se “CROSSOVER ALTITUDE”. Esta altitude é determinada pela interseção da curva isoCAS (ou isoIAS) com a isoMach - (AIRBUS, 2016).

Na Figura 100, mais simplificada, observa-se que em uma subida com CAS constante de 300 knots, o nível de voo (FL) vai aumentando, mas também a TAS e o Mach. Ao atingir o Mach (0,78), a aeronave continua a subir para alcançar sua altitude de cruzeiro. Porém, a fim de conservar o Mach a aeronave terá que reduzir sua TAS, pois a velocidade do som diminui. O CAS deixa de ser utilizado, pois – em função da redução da pressão dinâmica e atmosférica - ela passa a diminuir.

Enfim... resta o Mach !



**Figura 19-** Evolução da velocidade (TAS) para um perfil de subida 300 KCAS e  $M=0,78$ . Altitude de CROSSOVER.

**Fonte:** AIRBUS, 2002; IATA, 2013.

A partir da altitude (“CROSSOVER”) na qual o mach de referência é atingido a subida passa a ser com Mach constante e que tem como consequência diminuir a velocidade convencional.

Na Figura 20 é apresentado o **PFD (“Primary Flight Display”)**. Nela – à direita – o altímetro com a marcação STD (“Standard ISA”) e à esquerda o “Speed Strip” e o Mach.

O “Speed Tape” apresenta marcações listradas em vermelho e preto que surgem apenas em determinadas condições de voo.

A listra superior delimita a região de buffeting de alta velocidade (descolamentos devidos à onda de choque) e a inferior buffeting de baixa velocidade (descolamentos devidos à velocidade de estol). Estar nela significa voar acima do MMO.

Devido à familiaridade do piloto com a velocidade convencional (ou calibrada) e pelo fato dela ser empregada “confiavelmente” abaixo da CROSSOVER, a “Speed Tape” (STape) apresenta indicações em termos de velocidade convencional. Cálculos são realizados pelo ADC (“Air Data Computer”) considerando as equações de “Saint Venant” e delimitando as regiões perigosas com listras pretas e vermelhas.

Nesta mesma figura, no STape, observam-se dois semicolchetes (verticais) amarelos. Eles servem de alerta ao piloto da aproximação das regiões limítrofes do envelope de voo operacional. Quando na região de baixa velocidade, além do semicolchete há um alarme aural com as palavras “Low Speed” e a STape muda de cor.



Figura 20- Potências versus Mach e altitude.  $W = cte$ .

## 9 COFFIN CORNER

Existem duas limitações relativas à velocidade de voo em condição nivelada ( $n=1$ ). Permanecendo entre estas velocidades (as quais variam com a altitude e peso) o voo é seguro. Porém, extrapolá-las pode levar a graves consequências.

Como descrito em parágrafos precedentes, manter a aeronave nivelada à baixa velocidade implicará na elevação do ângulo de ataque, podendo induzir o estol. Ao aumentar a velocidade (TAS), não há necessidade de aumento no ângulo de ataque, mas o Mach se eleva rapidamente (já que a velocidade de propagação do som é baixa em altitudes elevadas) fortalecendo o choque normal e induzindo descolamentos graves no extradorso da asa. O Mach nesta situação denomina-se MMO (“Maximum Operating Mach number) ou Mach Máximo Operacional.

O MMO é o máximo Mach no qual a aeronave pode voar sem que ocorram danos estruturais (permanentes) provenientes de cargas aerodinâmicas (estáticas e dinâmicas). Após o MMO, também podem ocorrer descolamentos de camada limite ocasionando buffeting transônico e perda de eficiência dos ailerons e empenagem horizontal.

Ele (MMO) é utilizado a fim de manter o Mach baixo evitando que a onda de choque sobre a asa torne-se forte o suficiente para causar descolamentos intensos, reduzindo a sustentação e lançando a aeronave em estol de alta velocidade (“SHOCK STALL”).

O MMO é considerado em altitudes acima da “CROSSOVER ALTITUDE”.

A baixa altitude, o Mach ainda não é tão relevante e, por isso mesmo, os efeitos danosos não são provenientes de efeitos de compressibilidade, mas sim das cargas estruturais resultantes da pressão dinâmica (aumento da “velocidade”), “flutter” e fator de carga. Assim, para aeronaves de grande porte, a baixa altitude, denomina-se esta velocidade de VMO (“Maximum Operating Velocity”) Velocidade Máxima de Operação.

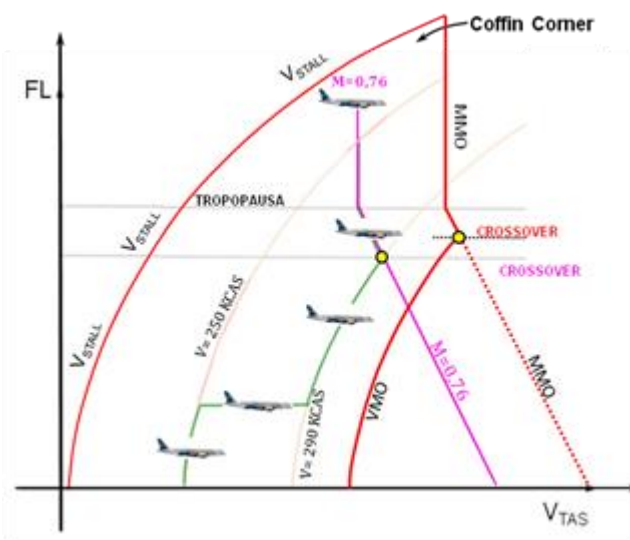
Ambas – VMO e MMO – são definidas pelo fabricante e levam em conta uma margem de segurança (30%) (delimitada pelo semicolchete amarelo na Figura...) para que não sejam ultrapassadas de maneira inadvertida em qualquer fase do voo evitando comprometer a integridade da aeronave.

Existe então um limite superior de velocidade e Mach. Mas sabe-se também que a aeronave só se mantém em voo se sua velocidade for superior à velocidade de estol. Ou seja, existe um limite inferior para a velocidade. A região onde ocorre a interseção destas limitações em termos de VMO/MMO e  $V_{STALL}$  é denominada “Coffin Corner”.

O vértice do “Coffin Corner” é o teto absoluto, ou seja, é binômio altitude/Mach no qual a aeronave não consegue mais subir nem alterar sua velocidade.

O perfil de subida, em muitos casos, é uma sucessão de degraus nos quais a aeronave sobe à velocidade (CAS) constante, acelera e assim, sucessivamente até atingir a altitude de cruzeiro. Entretanto, ao superar a altitude de “CROSSOVER” o Mach (proveniente da TAS) será o “velocímetro” do voo.

Como a temperatura e a massa específica do ar diminuem, o Mach e a velocidade de estol aumentam inserindo a aeronave perigosamente entre os limites de estol e buffeting transônico que se aproximam mais e mais, à medida que a aeronave sobe. Vide Figura 21.



**Figura 21-** Perfil – simplificado - de subida, velocidades características e o Coffin Corner. Peso constante e  $n=1$ .

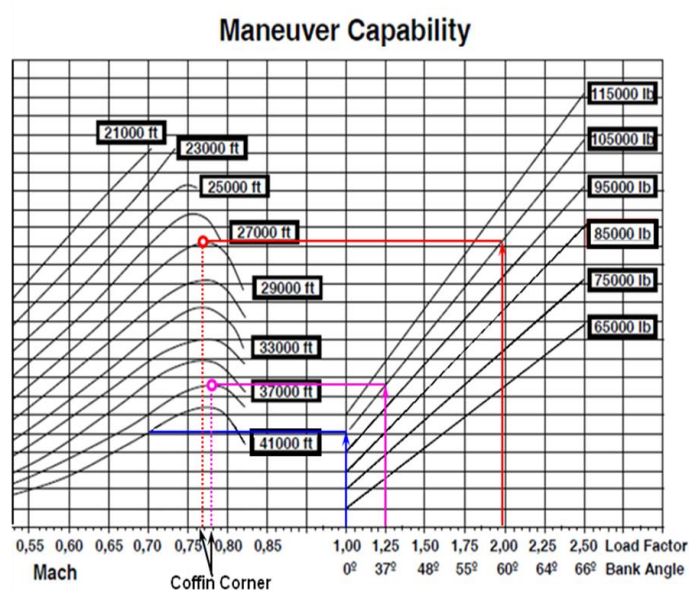
**Fonte:** o Autor

Relativamente ao “Buffet” transônico já tratado anteriormente, observa-se na Figura 22 a relação entre a capacidade de manobra da aeronave e o “Coffin Corner” (CCor).

Para a mesma massa de 105.000 lb, p.ex.:

- quanto maior o fator de carga, menor a altitude que encontrará o CCor; e
- quanto menor o fator de carga, maior será a altitude na qual o CCor está presente.

Note-se que o Mach é pouco afetado. A 41.000 ft, observa-se que a aeronave pode voar a  $0,70 \leq M \leq 0,82$  sem problema. Porém, este será o “teto absoluto” se o peso for 116.000 lb e voo nivelado a  $M \approx 0,78$ !



**Figura 22-** Capacidade de Manobra, Coffin Corner e Fator de Carga.

**Fonte:** AIR FRANCE, 2014.

O evento do “Coffin Corner” é culpabilizado por alguns acidentes aéreos, dentre os quais:

- “West Caribbean MD-82. Venezuela 2005 – high altitude stall («coffin corner») – climbed rapidly from 31,000 ft to 33,000 ft to avoid TS – altitude could not be sustained – on autopilot which gradually lifted the nose to hold altitude until AP disengaged and A/C entered a stall.”;

- “Air France A330. South Atlantic 2009 - high altitude stall after loss of IAS (coffin corner) – A/C held with aft stick in a controllable deep stall with engine climb power until it crashed in the sea.”.

E, claro, a falta de treinamento adequado da equipe de pilotagem para enfrentar evento singular e altamente perigoso. A melhor saída quanto a estar “emparedado” no Coffin Corner seria reduzir a altitude à velocidade constante (contrabalançar empuxo com arrasto (“spoiler”)).

Algumas vezes o fator de carga entra em cena, curva ou subida, e, em outros, apenas a subida – ambas para transpor uma tormenta na rota da aeronave.

O voo próximo ao Coffin Corner não é economicamente vantajoso para as aeronaves comerciais. A tração exigida dos motores para manter a aeronave nessa região crítica eleva demasiadamente o consumo de combustível.

Entretanto, em situações onde haja restrições para manter o nível ótimo de cruzeiro - devido a tráfego aéreo, formações meteorológicas ou turbulência - o piloto tende a optar por níveis de cruzeiro mais altos. Essa decisão precisa ser criteriosa, pois eventuais desvios de formações meteorológicas aumentarão o fator de carga “g” em curva, ocasionando “buffeting” (decorrente de descolamento da camada limite). Caso a decisão seja sobrevoar uma célula de trovoadas (“**Cumulus Nimbus**” CB), deve-se levar em conta o possível encontro de correntes ascendentes, mesmo acima das nuvens, o que também aumentará instantaneamente o fator de carga ( $n$ ), além é claro, da capacidade da aeronave em ascender à níveis superiores com a tração disponível dos motores.

O fenômeno conhecido como Turbulência de Céu Claro também deve ser levado em conta. É um tipo perigoso de turbulência não associada a nuvens de tempestade e, portanto, não detectável pelo radar meteorológico das aeronaves. A turbulência de céu claro é comumente associada às correntes de jato ou *Jet Streams* (fortes correntes de ar que circulam nos níveis superiores da atmosfera, podendo atingir até 200 Km/h). Além de produzir forte turbulência, a Corrente de Jato pode promover a “quebra da Tropopausa” (Fig. 23), fazendo a aeronave transicionar para uma região de temperaturas muito distintas no mesmo nível de voo. Caso a aeronave transicione para uma região de temperaturas mais quentes (desvio ISA positivos) a perda de “performance” devido à redução da massa específica do ar pode ocasionar o estol, caso a aeronave se encontre próximo ao teto absoluto. Isto pode ser observado na Figura 23.

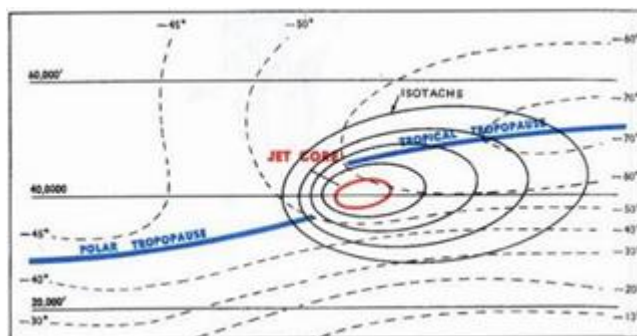


Figura 23- (Isótopas são linhas que unem pontos de mesma velocidade do vento).

## 10 CONCLUSÃO

O voo em cruzeiro a altas altitudes pode impor, simultaneamente, uma restrição controversa: não voar muito rápido nem muito devagar.

O Coffin Corner pode afetar grandes aeronaves comerciais em altas altitudes em voo transônico e conduzir a graves consequências como sua queda e perda da vida de seus ocupantes.

Apesar da engenharia muito ter evoluído na compreensão dos fenômenos (onda de choque, estol, “buffeting transônico”, “flutter” etc.), bem como na atenuação destes (perfis supercríticos e otimizações estruturais) e nos alertas visuais e aurais o risco está muito presente e evitá-lo passa pelo treinamento da tripulação.

Em alguns casos, problemas distintos (congelamento dos tubos de Pitot no AF447) ocorrem dificultando a interpretação dos fatos e ações corretivas - mesmo por uma tripulação experimentada.

Assim, na atualidade, investir em pesquisa em engenharia aeronáutica, procedimentos e treinamento de pilotagem é a melhor maneira de garantir um voo rápido e seguro.

## AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem as discussões técnicas com os engenheiros aeronáuticos:

Maj. Bruno Giordano Oliveira;

Cap. João Vitor Zanette; e

Ten. Leonardo Martire Umburana.

## REFERÊNCIAS

AIRBUS – **FAST Airbus Technical Digest #5** – May 1985.

AIRBUS – **Getting to Grips with Aircraft Performance**, Customer Services, Jan. 2002.

AIRBUS – **The Airbus Safety Magazine Safety First #20** – July 2015.

AIRBUS – **The Airbus Safety Magazine Safety First #21** – Jan. 2016.



- AIR FRANCE – **MAC Vol en Haute Altitude** – original 1997, ver. 2014, Disponível em: <<http://docplayer.fr/5155158-Mac-vol-haute-altitude.html>> Acesso em Maio/2018.
- ANDERSON Jr., J. – **Fundamentals of the Airplane** – McGraw-Hill, 1986.
- BARROS NETO, P. – **Teoria do Voo do Avião** – Revisado 2018. Disponível em:<<https://pt.slideshare.net/PedroBarrosNeto1/teoria-do-voo-94402918>>. Visualizado em maio 2018.
- BOUSQUET J. – **Conception Aerodynamique des Avions de Transport Subsoniques** – ENSAE (SUP'AERO), 1990.
- FAA – **High Altitude Operations** – Rev.2, Nov. 2008, Airplane Upset Recovery Training Aid Team - Disponível em:<[https://www.faa.gov/other\\_visit/aviation\\_industry/airline\\_operators/training/media/Appendix\\_3-E\\_HighAltOperations.pdf](https://www.faa.gov/other_visit/aviation_industry/airline_operators/training/media/Appendix_3-E_HighAltOperations.pdf)> Acesso em maio 2018.
- FAA - **Airplane Flying Handbook FAA-H-8083-3B** – Chapt 15 Transition to Jet Powered Airplanes, Disponível em:<[https://www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aviation/airplane\\_handbook/](https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook/)> . Acesso em Maio/2018.
- FAA - **Aircraft Operations at Altitudes Above 25,000 Feet Mean Sea Level or Mach** – Advisory Circular AC 61-107B, 2013, Disponível em:< [https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory\\_Circular/AC\\_61-107B.pdf](https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_61-107B.pdf) >. Acesso em: maio 2018.
- HURT Jr., H. – **Aerodynamics for Naval Aviators** – NAVWEPS 00-80T-80, USNAVY, 1960.
- IATA – **Noções de Desempenho de Aeronaves para ATC** – 2013, Disponibilizado em: <<https://pt.slideshare.net/JosAlexandreTGFregnani/desempenho-de-aeronaves-atc>>. Acesso em Maio 2018.
- PEYRAT-ARMANDY, A. – **Les Avions de Transport Modernes et Futurs**. Teknea, 1997.
- SCHLICHTING, H., Truckenbrodt, E. – **Aerodynamics of the Airplane** – McGraw-Hill, 1979.
- VOS, R. FAROKHI, S. – **Introduction to Transonic Aerodynamics** – Fluid Mechanics and Its Applications Vol 110, Springer, 2015.
- WHITEHEAD, H. – **V. High Speed Aerodynamics** – 2009, Disponível em: <<https://www.slideshare.net/lccmechanics/high-speed-aerodynamics>>, Acesso em maio 2018.

....