

INSTITUTO FEDERAL DE  
EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA  
SÃO PAULO

# Introdução ao Projeto de Aeronaves

Aula 17 – Diagrama  $v-n$  de Manobra,  
Vôo em Curva e Envelope de Vôo

**TAPERÁ**

**Aerodesign**



# Tópicos Abordados

- Diagrama  $v-n$  de Manobra.
- Desempenho em Curva.
- Envelope de Vôo e Teto Absoluto Teórico.

## Diagrama $v-n$ de Manobra

- O diagrama  $v-n$  representa uma maneira gráfica para se verificar as limitações estruturais de uma aeronave em função da velocidade de vôo e do fator de carga  $n$  a qual o avião está submetido.
- O fator de carga é uma variável representada pela aceleração da gravidade, ou seja, é avaliado em “ $g$ 's”. Basicamente um fator de carga  $n = 2$  significa que para uma determinada condição de vôo a estrutura da aeronave estará sujeita a uma força de sustentação dada pelo dobro do peso, e o cálculo de  $n$  pode ser realizado preliminarmente pela aplicação da equação mostrada.
- Uma forma mais simples para se entender o fator de carga é realizar uma analogia com um percurso de montanha-russa em um parque de diversões, onde em determinados momentos do trajeto, uma pessoa possui a sensação de estar mais pesada ou mais leve dependendo do fator de carga ao qual o seu corpo está submetido. Comparando-se com uma aeronave, em determinadas condições de vôo, geralmente em curvas ou movimentos acelerados, a estrutura da aeronave também será submetida a maiores ou menores fatores de carga.

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

# Categorias de Limitações Estruturais

- Existem duas categorias de limitações estruturais que devem ser consideradas durante o projeto estrutural de uma aeronave.
- **a) Fator de carga limite:** Este é associado com a deformação permanente em uma ou mais partes da estrutura do avião. Caso durante um vôo o fator de carga  $n$  seja menor que o fator de carga limite, a estrutura da aeronave irá se deformar durante a manobra porém retornará ao seu estado original quando  $n = 1$ . Para situações onde  $n$  é maior que o fator de carga limite a estrutura irá se deformar permanentemente ocorrendo assim uma danificação estrutural porém sem que corra a ruptura do componente.
- **b) Fator de carga último:** Este representa o limite de carga para que ocorra uma falha estrutural, caso o valor de  $n$  ultrapasse o fator de carga último, componentes da aeronave com certeza sofrerão ruptura.

# Fator de Carga Limite para Aeronaves

- O fator de carga limite depende do modelo e da função a qual a aeronave é destinada. Para as aeronaves em operação atualmente, Raymer sugere a seguinte tabela para a determinação de  $n$ .

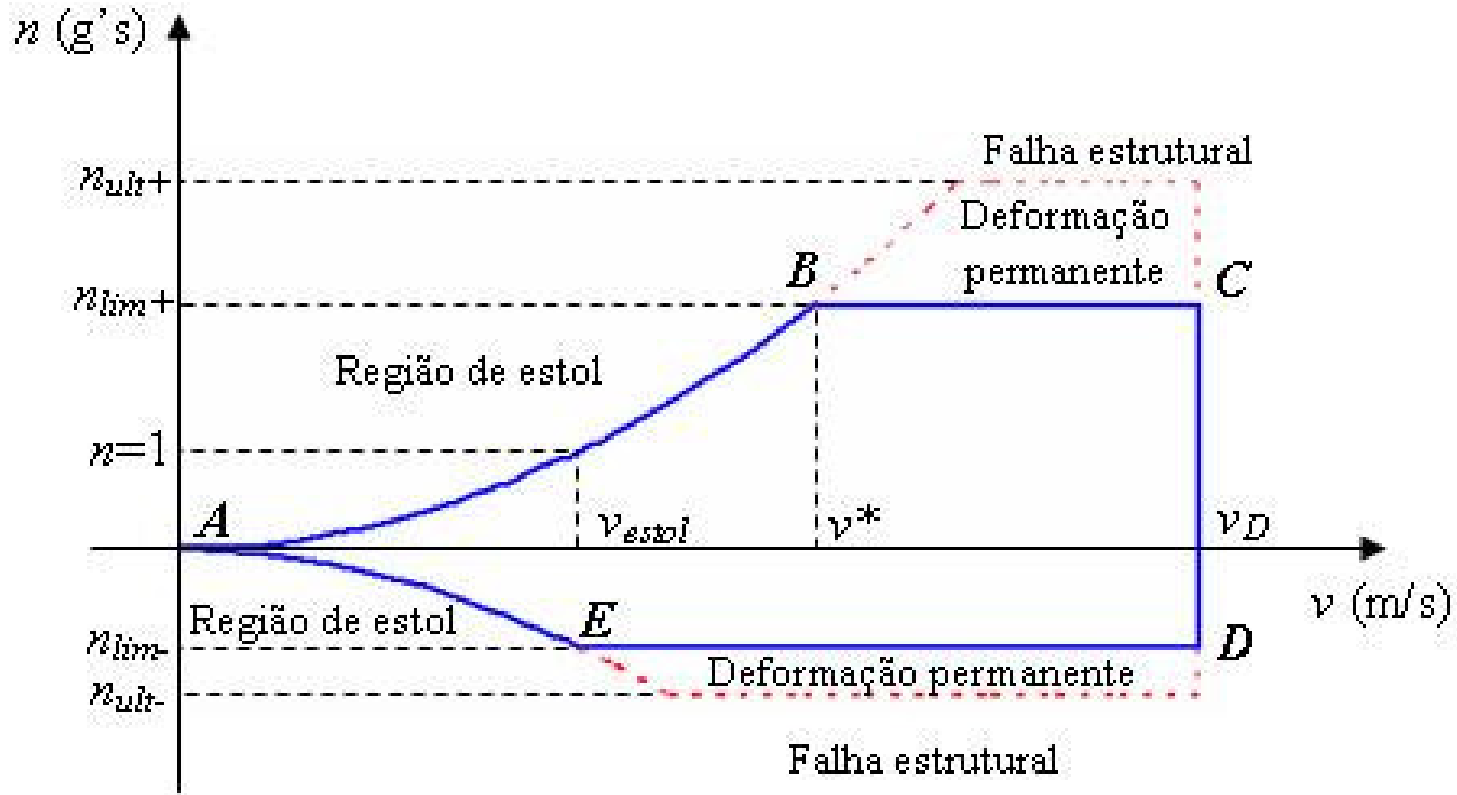
Modelo e aplicação	$n_{pos}$	$n_{neg}$
Pequeno porte	$2,5 \leq n \leq 3,8$	$-1 \leq n \leq -1,5$
Acrobático	6	-3
Transporte civil	$3 \leq n \leq 4$	$-1 \leq n \leq -2$
Caças militares	$6,5 \leq n \leq 9$	$-3 \leq n \leq -6$

## Fator de Carga Para o AeroDesign

- É importante perceber que os valores dos fatores de carga negativos são inferiores aos positivos.
- A determinação dos fatores de carga negativos representam uma decisão de projeto, que está refletida no fato que raramente uma aeronave voa em condições de sustentação negativa, e, a norma recomenda que  $n_{neg} \geq 0,4 n_{pos}$ .
- O fator de carga é uma variável que reflete diretamente no dimensionamento estrutural da aeronave, dessa forma, percebe-se que quanto maior for o seu valor mais rígida deve ser a estrutura da aeronave e conseqüentemente maior será o peso estrutural.
- Para o propósito do projeto AeroDesign, o regulamento da competição bonifica as equipes que conseguirem obter a maior eficiência estrutural, ou seja, a aeronave mais leve que carregar em seu compartimento a maior carga útil possível, dessa forma, é interessante que o fator de carga seja o menor possível respeitando obviamente uma condição segura de vôo, portanto, considerando que uma aeronave destinada a participar do AeroDesign é um avião não tripulado, é perfeitamente aceitável um fator de carga positivo máximo  $n_{m\acute{a}x} = 2,5$ , pois dessa forma garante-se um vôo seguro com uma estrutura leve e que suporte todas as cargas atuantes durante o vôo.
- Porém é muito importante ressaltar que como o fator de carga adotado é baixo, o projeto estrutural deve ser muito bem calculado como forma de se garantir que a estrutura da aeronave suportará todos os esforços atuantes durante o vôo.
- Também se recomenda que o fator de carga último seja 50% maior que o fator de carga limite.

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

# Diagrama $v$ - $n$ de Manobra Típico



## Diagrama $v$ - $n$ de Manobra – Curva $AB$

- A curva **AB** apresentada na figura representa o limite aerodinâmico do fator de carga determinado pelo  $C_{Lmáx}$ .
- Na equação percebe-se que uma vez conhecidos os valores de peso, área da asa, densidade do ar e o máximo coeficiente de sustentação é possível a partir da variação da velocidade encontrar o fator de carga máximo permissível para cada velocidade de vôo, onde acima do qual a aeronave estará em uma condição de estol.
- É importante notar que para um vôo realizado com a velocidade de estol, o fator de carga  $n$  será igual a 1, pois como a velocidade de estol representa a mínima velocidade com a qual é possível manter o vôo reto e nivelado de uma aeronave, tem-se nesta situação que  $L = W$ , e, portanto, o resultado da equação é  $n = 1$ , e assim, a velocidade na qual o fator de carga é igual a 1 pode ser obtida pela velocidade de estol da aeronave.

$$n_{máx} = \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Lmáx}}{2 \cdot W}$$



## Diagrama $v$ - $n$ de Manobra – Velocidade de Manobra

- Um ponto muito importante é a determinação da velocidade de manobra da aeronave representada no diagrama por  $v^*$ . Um vôo realizado nesta velocidade com alto ângulo de ataque e  $C_L = C_{Lmáx}$ , corresponde a um vôo realizado com o fator de carga limite da aeronave em uma região limítrofe entre o vôo reto e nivelado e o estol da aeronave.
- Esta velocidade pode ser determinada segundo a norma utilizada de acordo com a equação mostrada.
- A velocidade de manobra intercepta a curva **AB** exatamente sobre o ponto **B**, e define assim o fator de carga limite da aeronave. Acima da velocidade  $v^*$  a aeronave pode voar, porém com valores de  $C_L$  abaixo do  $C_{Lmáx}$  ou seja com menores ângulos de ataque, de forma que o fator de carga limite não seja ultrapassado, lembrando-se que o valor de  $n_{máx}$  está limitado pela linha **BC**.

$$v^* = v_{estol} \cdot \sqrt{n_{máx}}$$

## Diagrama $v$ - $n$ de Manobra – Velocidades de Cruzeiro e Mergulho

- A velocidade de cruzeiro  $v_{cru}$  segundo a norma não deve exceder 90% da velocidade máxima da aeronave com velocidade máxima presente na obtida na leitura das curvas de tração ou potência da aeronave.
- Já a velocidade de mergulho da aeronave representada por  $v_d$  limitada pela linha **CD** do diagrama é considerada a velocidade mais crítica para a estrutura da aeronave devendo ser evitada e jamais excedida, pois caso a aeronave ultrapasse essa velocidade, drásticas conseqüências podem ocorrer na estrutura, como por exemplo: elevadas cargas de rajada, comando reverso dos ailerons, flutter (instabilidade dinâmica) e ruptura de componentes. O valor de  $v_d$  é geralmente cerca de 25% maior que a velocidade máxima.

$$v_{cru} = 0,9 \cdot v_{m\acute{a}x}$$

$$v_d = 1,25 \cdot v_{m\acute{a}x}$$

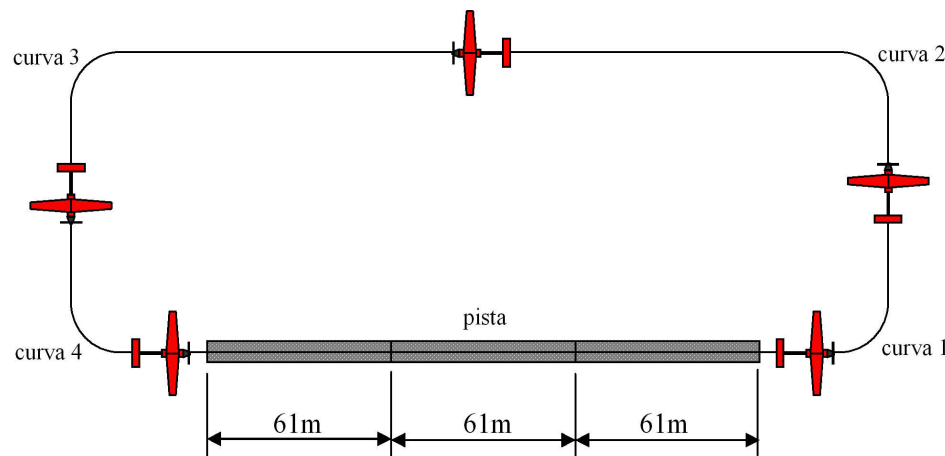
## Diagrama $v-n$ de Manobra – Fator de Carga Negativo

- Com relação à linha  $AF$  do diagrama  $v-n$  que delimita o fator de carga máximo negativo, a mesma é obtida segundo a norma FAR Part-23 da seguinte forma.
- Como geralmente as aeronaves que participam da competição AeroDesign são projetadas para não voarem em condições de sustentação negativa, é perfeitamente aceitável utilizar para a solução da equação no intuito de se determinar a curva  $AF$ , um valor de  $C_{Lmáxneg} = -1$  e assim, a linha  $FE$  representará o fator de carga negativo acima do qual deformações permanentes podem ocorrer.

$$n_{lim\ neg} \geq 0,4 \cdot n_{lim\ pos}$$

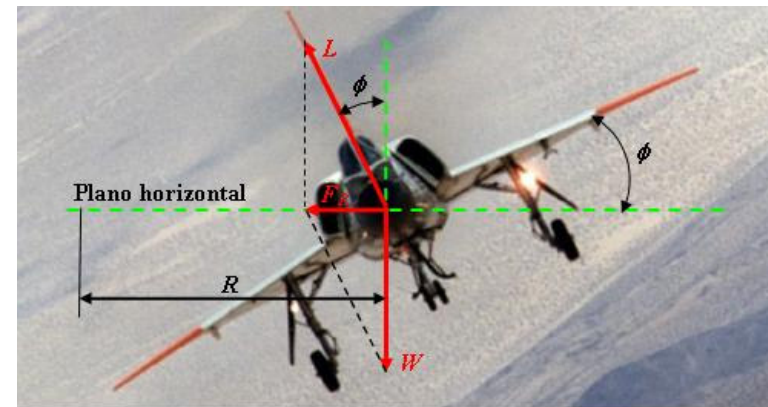
# Desempenho em Curvas

- Até o presente ponto foram avaliadas as características de desempenho da aeronave considerando-se um vôo retilíneo, porém para a competição AeroDesign, é importante se conhecer as características de desempenho da aeronave durante uma curva realizada a partir de uma determinada condição de vôo reto e nivelado com velocidade e altitude constante, pois durante o percurso a ser realizado para se completar a missão, no mínimo serão necessárias a realização de quatro curvas conforme pode ser observado na figura apresentada a seguir.



# Forças Atuantes em Curvas

- Durante a realização da curva, as asas da aeronave sofrem uma inclinação  $\phi$  devido a deflexão dos ailerons e para se obter uma condição de equilíbrio estático durante a realização da curva, a força de sustentação é relacionada com o peso da aeronave conforme a equação a seguir.
- É importante reparar que para esta condição, a altitude de vôo permanece constante, ou seja, a aeronave realiza uma curva nivelada.



$$L \cdot \cos \phi = W$$

# Raio de Curvatura Mínimo, Fator de Carga e Velocidade na Curva

- Como forma de se obter um bom desempenho durante a realização da curva, é essencial que a aeronave possua condições de realizar a manobra com o menor raio de curvatura possível, pois desse modo pode-se realizar a curva com grande inclinação das asas sem que ocorra o estol.
- Para aeronaves que participam da competição AeroDesign, a situação apresentada no parágrafo anterior é muito importante, pois como a aeronave opera em condições extremas de peso e a garantia da realização de uma curva segura com elevado ângulo de inclinação das asas é muito bem vinda, uma vez que para qualquer raio de curvatura maior que o mínimo garante-se com certeza que a aeronave realizará a curva com segurança e com um menor ângulo de inclinação das asas.
- As equações apresentadas definem como se calcular a velocidade que proporciona o raio de curvatura mínimo, o correspondente fator de carga e o raio de curvatura mínimo da aeronave.

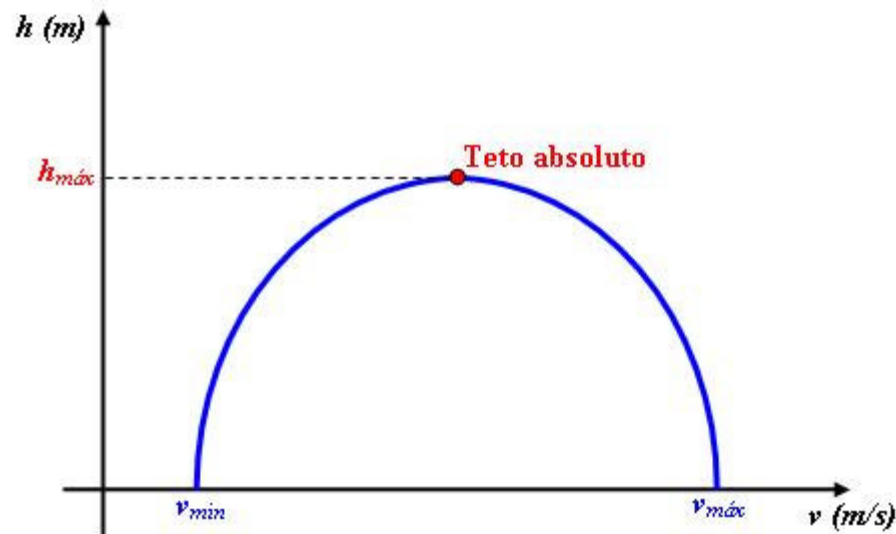
$$v_{R \min} = \sqrt{\frac{4 \cdot K \cdot (W/S)}{\rho \cdot (T/W)}}$$

$$n_{R \min} = \sqrt{2 - \frac{4 \cdot K \cdot C_{D0}}{(T/W)^2}}$$

$$R_{\min} = \frac{4 \cdot K \cdot (W/S)}{\rho \cdot g \cdot (T/W) \cdot \sqrt{1 - \frac{4 \cdot K \cdot C_{D0}}{(T/W)^2}}}$$

# Envelope de Vôo e Teto Absoluto Teórico

- O envelope de vôo é uma representação gráfica da capacidade de uma aeronave se manter em uma condição de vôo reto e nivelado em uma determinada velocidade e altitude.
- Este gráfico mostra a faixa de velocidades de operação de uma aeronave em função da altitude e para um vôo subsônico sua forma genérica é mostrada na figura.



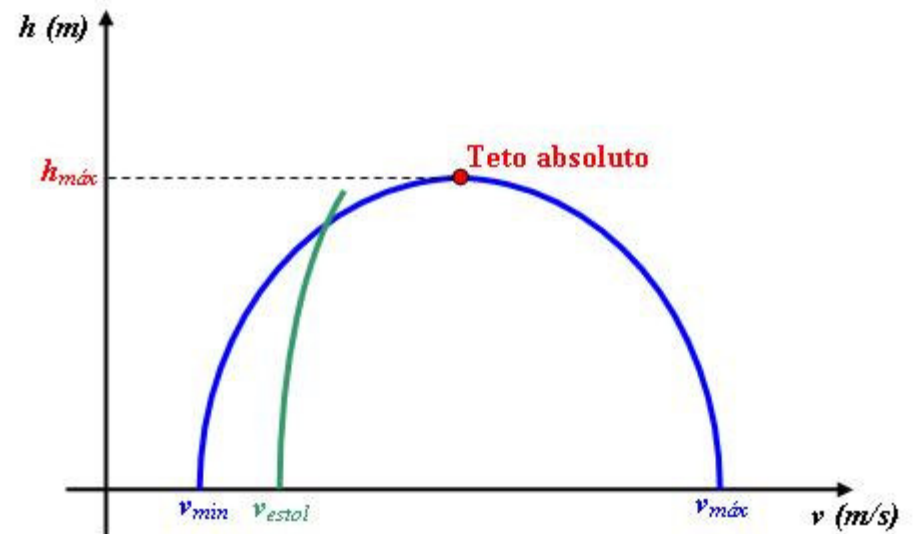
# Obtenção do Envelope de Vôo

- O envelope de vôo pode ser obtido através das curvas de tração ou potência considerando-se a variação da altitude, onde em cada condição de vôo, a intersecção das curvas de tração ou potência fornece os valores da velocidade mínima e máxima da aeronave. Essas velocidades limitam a envoltória que define o envelope de vôo da aeronave.
- É importante observar que conforme a altitude aumenta ocorre uma redução da densidade do ar e assim a sobra de tração ou potência tornam-se cada vez menor e portanto, a diferença entre as velocidades mínima e máxima da aeronave também será cada vez menor, até que em uma determinada altitude ocorra uma situação onde  $v_{min} = v_{max}$  e assim existe apenas uma única velocidade na qual é possível manter o vôo reto e nivelado da aeronave.
- A altitude na qual  $v_{min} = v_{max}$  representa o teto absoluto teórico da aeronave, ou seja, nesta altitude não existe mais sobra de tração ou potência e, portanto, a aeronave não possui mais condições de ganhar altura. Na análise da influência da altitude na variação das curvas de tração ou potência, o teto absoluto é definido pelo ponto de tangência entre a requerida e a disponível.



## Restrição da Velocidade de Estol

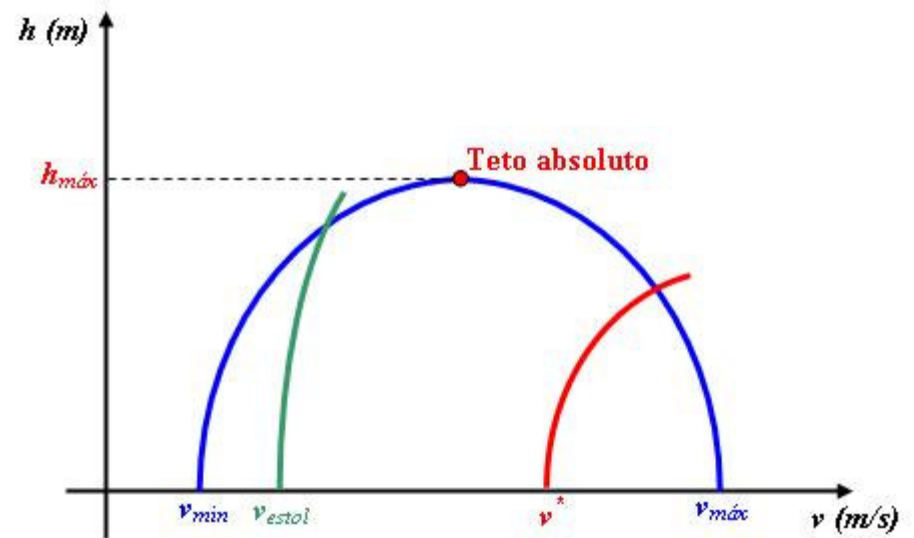
- O envelope de vôo de uma aeronave também é dependente da velocidade de estol, pois como visto anteriormente, muitas vezes a velocidade de estol é maior que a velocidade mínima obtida nas curvas de tração ou potência, e quando isto ocorre, a velocidade de estol passa a representar o limite aerodinâmico da aeronave.
- A linha verde representa a influência da velocidade de estol no envelope de vôo da aeronave.
- Analisando-se a equação, pode-se perceber que o aumento da altitude e a conseqüente redução na densidade do ar mantendo-se o peso, a área da asa e o valor do  $C_{Lmáx}$ , provoca um aumento da velocidade de estol e assim esta passa a ser o limite operacional da aeronave determinando o contorno do envelope de vôo.



$$v_{estol} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmáx}}}$$

## Restrição da Velocidade de Manobra

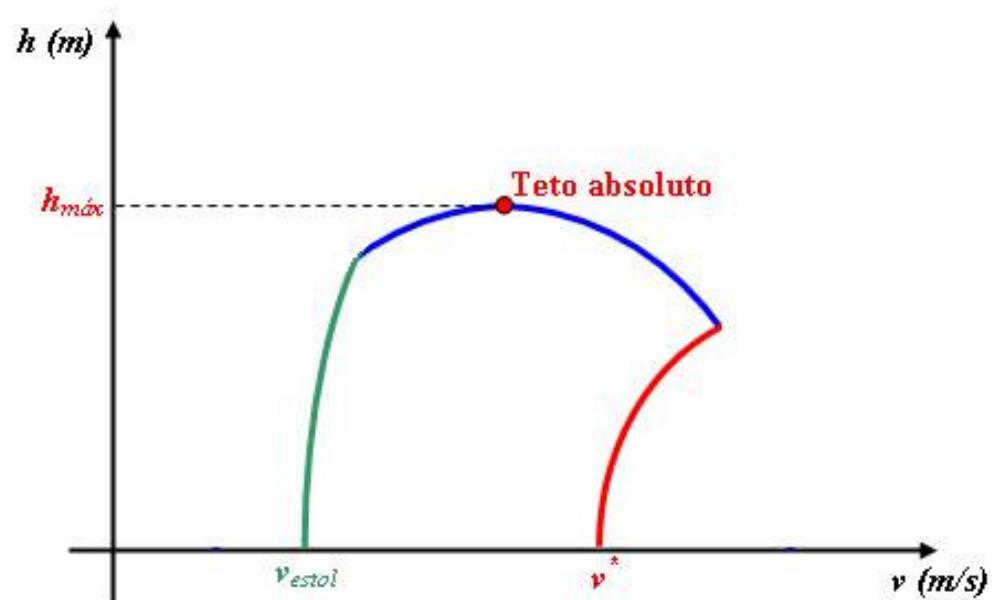
- Outra velocidade importante para o traçado do envelope de vôo é a velocidade do ponto de manobra da aeronave, pois esta também varia com a altitude e define o limite estrutural da aeronave e pode ser calculada a partir da aplicação da equação mostrada.
- Como o fator de carga máximo é fixo para o projeto em desenvolvimento, novamente é possível perceber que a variação da densidade do ar e o respectivo aumento da velocidade de estol influem decisivamente na capacidade estrutural da aeronave.
- Geralmente em altitudes mais baixas a velocidade do ponto de manobra é menor que a velocidade máxima, e assim, levando-se em consideração a variação da velocidade do ponto de manobra com relação ao aumento da altitude, o envelope de vôo pode ser representado conforme a figura mostrada.



$$v^* = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmáx}}} \cdot \sqrt{n_{máx}}$$

# Envelope de Vôo Real

- Pela análise da figura anterior, é possível observar que o envelope de vôo da aeronave é limitado em suas extremidades pela velocidade de estol e pela velocidade do ponto de manobra, assim, uma representação mais fiel do envelope de vôo é mostrada a seguir.



# Tema da Próxima Aula

- Tempo Estimado para a Missão.
- Traçado do Gráfico de Carga Útil.
- Dicas para Análise de Desempenho.