



Desempenho de Aeronaves

Medidas de Velocidade

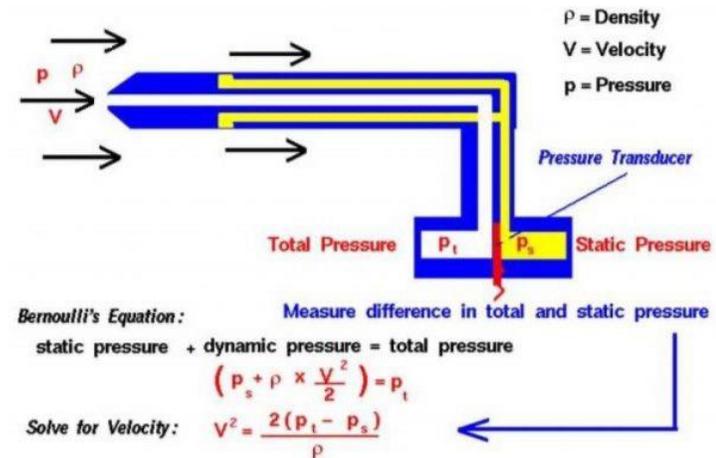
- **Obtida indiretamente através da medição da pressão.**
 - **Pressão total = pressão estática + pressão dinâmica**

Baixa velocidade (escoamento incompressível):
Da equação de Bernoulli:

$$P + \frac{1}{2}\rho v^2 = P_{total} = constante$$

$$\frac{1}{2}\rho v^2 = P_{total} - P$$

$$v = \sqrt{\frac{2(P_{total} - P)}{\rho}}$$



Medidas de Velocidade

Adotando $\rho = \rho_0$ (@ISA), obtem-se a velocidade equivalente:

$$v_e = \sqrt{\frac{2(P_{total} - P)}{\rho_0}}$$

V_e é a velocidade verdadeira ao nível do mar, em condições ISA que fornece a mesma pressão dinâmica ($0.5\rho v^2$).

$$v = \frac{v_e}{\sqrt{\sigma}}$$

O tubo de pitot estático mede a pressão de impacto ($P_{total} - P$). Portanto o indicador de velocidade é, essencialmente, um medidor de pressão, calibrado para mostrar V_e , assumindo escoamento incompressível.

Se esse equipamento, com essa calibração, for utilizado em condições de alta velocidade (escoamento compressível), a indicação de velocidade estará errada!

A pressão de impacto ($P_{total} - P$) somente é igual à pressão dinâmica ($0.5\rho v^2$) para escoamento incompressível!

Medidas de Velocidade

Alta velocidade (escoamento compressível)

Da equação de Bernoulli compressível, com as relações isentrópicas, tem-se a seguinte relação:

$$M^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_{total} - P}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

O indicador de Mach mede tanto (Ptotal-P) quanto P.

Se na calibração de um indicador de velocidade for utilizado $(P_{total}-P/P_0)$ e V_{a0} , a velocidade resultante é chamada de velocidade calibrada (V_c)

Medidas de Velocidade

Alta velocidade (escoamento compressível)

Da equação de Bernoulli compressível, com as relações isentrópicas, tem-se a seguinte relação:

$$M^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_{total} - P}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

O indicador de Mach mede tanto $(P_{total}-P)$ quanto P .
OBS: $M=V/V_a$

Se na calibração de um indicador de velocidade for utilizado $(P_{total}-P/P_0)$ e V_{a0} , a velocidade resultante é chamada de velocidade calibrada (V_c)

Medidas de Velocidade

Alta velocidade (escoamento compressível)

$$v_c^2 = \frac{2V_{a0}^2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_{total} - P}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$$

Vc é a velocidade verdadeira ao nível do mar, nas condições ISA, que fornece a mesma pressão de impacto ($P_{total}-P$).

$$M^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \left\{ \frac{1}{\delta} \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \left(\frac{v_c}{v_{a0}} \right)^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right] + 1 \right\}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}$$

Medidas de Velocidade

Alta velocidade (escoamento compressível)

Como:
$$P_{total} - P = P \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right]$$

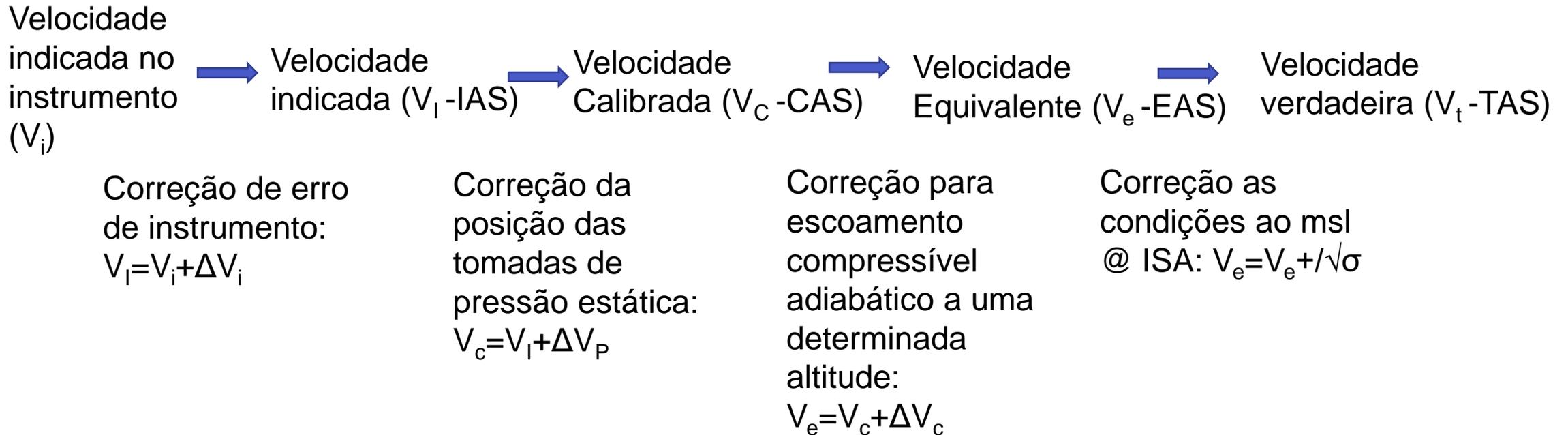
Como $0.2M^2 \ll 1$, é possível mostrar que:

$$P_{total} - P = \frac{1}{2} \rho v^2 \left(\underbrace{1 + \frac{1}{4} M^2 + \frac{1}{40} M^4 + \dots}_{\text{Efeito da compressibilidade}} \right)$$

Para $M=0.5 \Rightarrow (P_{total}-P)/(0.5\rho v^2) \approx 1.064$ – erro de 6% ao se negligenciar a compressibilidade.

Para $M=0.8 \Rightarrow (P_{total}-P)/(0.5\rho v^2) \approx 1.170$ – erro de 17% ao se negligenciar a compressibilidade.

Medidas de Velocidade



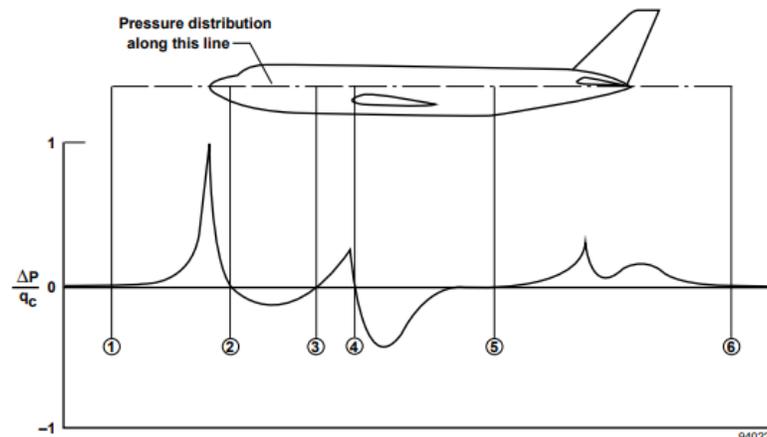
Os instrumentos de uma aeronave estão calibrados para ler a velocidade verdadeira em todos os números de Mach, em condições msl @ ISA, desde que não hajam erros de instrumento ou de posicionamento dos sensores de pressão estática.

Medidas de Velocidade

Erros de posição:

A tomada de pressão lida pelo tubo de Pitot é bastante precisa (exceto para altos ângulos de ataque).

Por outro lado, a tomada de pressão estática pode ser bastante imprecisa. Busca-se instalar a tomada de pressão estática na aeronave, em uma posição que forneça o menor erro possível. Essa posição depende da configuração da aeronave, altitude, ângulo de derrapagem, etc.



Medidas de Velocidade

Expressão geral para velocidades TAS, EAS, CAS:

$$v_e = v_t \sqrt{\sigma} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{P}{\rho_0}\right)} \sqrt{\left\{ \left[\frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \left(\frac{v_c}{v_{a0}}\right)^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\delta} + 1 \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}}$$

Medidas de Velocidade

Exercício: O indicador de velocidade de uma aeronave é calibrado com a hipótese de escoamento incompressível. Ao voar a 20000 ft com temperatura ISA+20, o indicador de velocidade está mostrando 400 Kt. Calcular, em nós, as velocidades verdadeira, equivalente e calibrada para a condição de voo. Assumir não haver erro de instrumento ou posição do sensor de pressão.

Medidas de Velocidade

Exercício:

$$T_{ISA} = 288.15 - 0.0019812 * 20000 = 248.53K$$

$$T = T_{ISA} + \Delta ISA = 248.53 + 20 = 268.53K$$

$$\delta = \left(\frac{T_{ISA}}{T_0} \right)^{5.2561} = \left(\frac{248.53}{288.53} \right)^{5.2561} = 0.45956$$

$$\theta = \frac{T}{T_0} = \frac{268.53}{288.15} = 0.93191$$

$$\sigma = \frac{\delta}{\theta} = 0.4931$$

Medidas de Velocidade

Exercício:

$$v_a = \sqrt{\gamma g R T} = \sqrt{1.4 * 9.80665 * 29.26 * 268.53} = 328.44 \text{ m/s}$$

$$v_i = 400 \text{ kts} = 205.78 \text{ m/s}$$

$$(P_{total} - P) = \frac{1}{2} \rho_0 v^2 = \frac{1}{2} * 1.225 * 205.78^2 = 25936 \text{ N/m}^2$$

$$M^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_{total} - P}{P} + 1 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] = \frac{2}{0.4} \left[\left(\frac{25936}{0.4595 * 101325} + 1 \right)^{\frac{0.4}{1.4}} - 1 \right] = 0.6743$$

$$M = 0.8212$$

Medidas de Velocidade

Exercício:

$$V_T = M \cdot V_a = 0.8212 \cdot 328.44 = 269.7 \text{ m/s} = 524 \text{ KTAS}$$

$$v_E = v_t \sqrt{\sigma} = 269.7 * \sqrt{0.4931} = 189.38 \frac{m}{s} = 368 \text{ KEAS}$$

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{P}{\rho_0}\right)} \sqrt{\left\{ \left[\frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \left(\frac{v_c}{v_{a0}}\right)^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\delta} + 1 \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} =$$

$$\sqrt{\frac{2.8}{0.4} \left(\frac{0.4595 * 101325}{1.225}\right)} \sqrt{\left\{ \left[\frac{\left(1 + \frac{0.4}{2} \left(\frac{v_c}{340.23}\right)^2\right)^{\frac{1.4}{0.4}} - 1}{0.4595} + 1 \right]^{\frac{0.4}{1.4}} - 1 \right\}} =$$

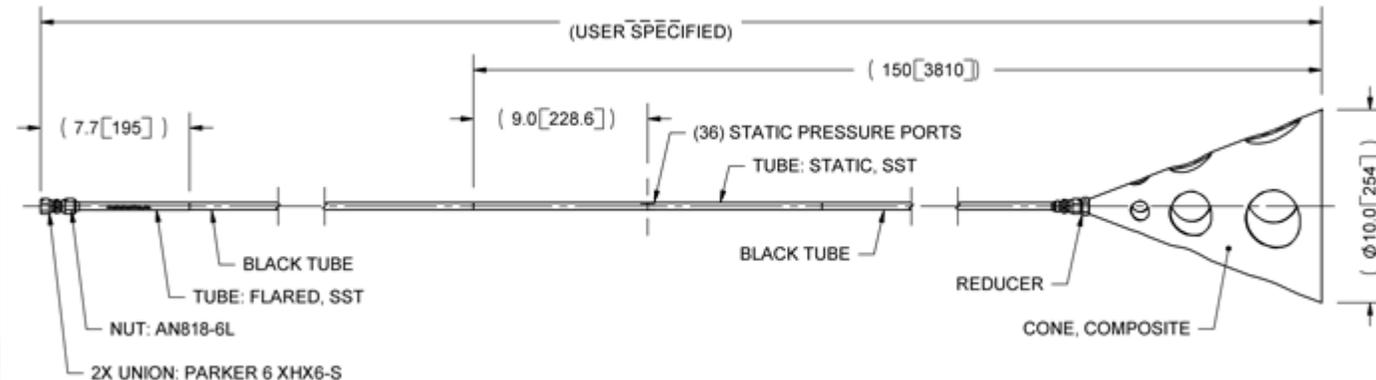
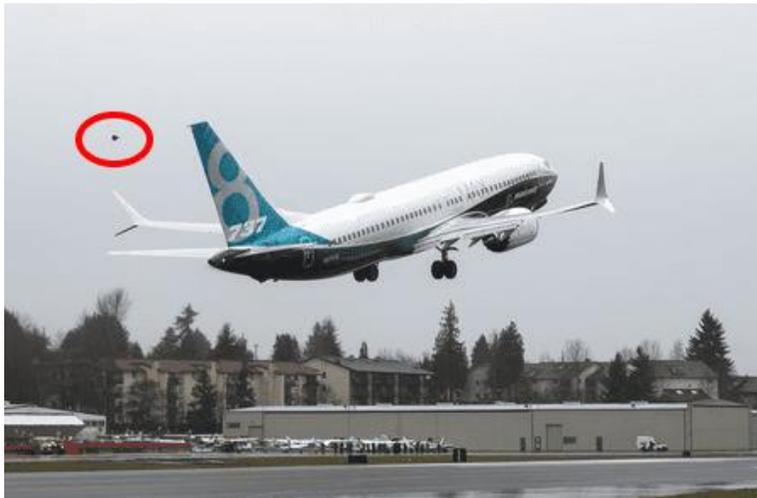
$$V_c = 197.29 \text{ m/s} = 383 \text{ KCAS}$$

Medidas de Velocidade

Calibração de velocidade e altitude:

Para fornecer aos pilotos indicações precisas de velocidade e altitude de pressão, o sistema anemométrico do avião deve ser cuidadosamente calibrado no ar livre, bem como durante a corrida no solo para a decolagem. Além disso, os erros máximos permitidos no sistema são definidos na FAR Parte 25, seções 25.1323 e 23.1325.

Procedimentos: O método de calibração do sistema anemométrico em voo utilizado é o método Trailing Cone. Para calibrações em efeito de solo, um método dedicado é usado conforme discutido abaixo.



Medidas de Velocidade

Calibração em voo (free air):

A aeronave voa nivelada com empuxo para voo nivelado por 30 segundos em várias combinações de velocidade/flap/trem para cobrir o envelope operacional. O teste geralmente é realizado a 10.000 pés.

O erro de posição anemométrica é medido diretamente por transdutores de pressão altamente sensíveis para cada sistema.

Calibração com efeito solo:

Uma corrida no solo (aceleração) de zero até a maior VR é realizada em uma pista de inclinação conhecida. Um sistema de trajetória deve estar disponível para determinar a posição da aeronave na pista para corrigir os efeitos da inclinação quando a inclinação da pista não for zero. A altitude de pressão é registrada durante a corrida e a variação de pressão do valor inicial é corrigida para a mudança de inclinação conforme necessário. A diferença restante entre o valor inicial e a leitura da pressão corrigida é o erro do sistema para a velocidade relativa correspondente.

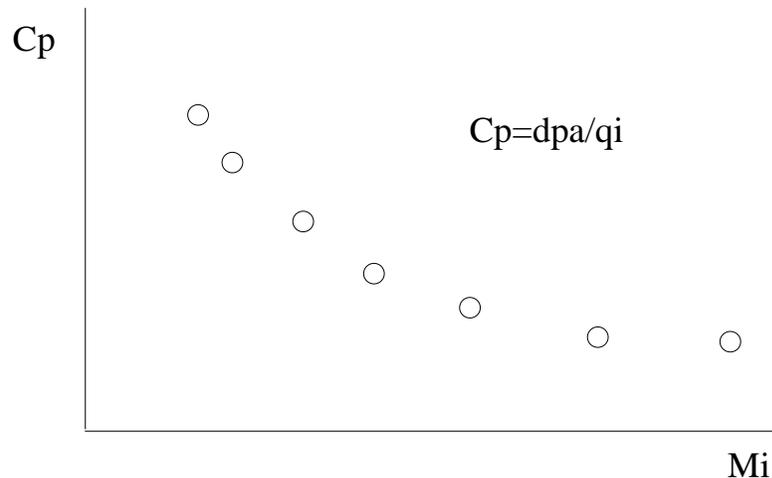
Este método funcionará se o transdutor de pressão for do tipo de precisão. São necessárias pelo menos 2 corridas para cada flap de decolagem aprovado.

Medidas de Velocidade

Redução de dados:

Voo:

O erro de pressão, medido diretamente, é convertido em um coeficiente de erro de pressão (CP) e plotado contra o número de Mach indicado da seguinte forma:



Medidas de Velocidade

Redução de dados:

Voo:

Nas regiões de velocidade onde o voo nivelado não é possível, exigindo que o avião voe em mergulho raso, o erro de pressão medido (dpa) deve ser corrigido para defasagens de acordo com a seguinte fórmula:

$$\lambda = \frac{32\mu L_{TC}^2}{D_{TC}^2 \gamma_{air} Pa}$$

Qualquer taxa de subida ou descida existente durante a medição dpa causa um erro que é corrigido usando o valor de λ para as condições de teste. Este termo deve ser utilizado para corrigir o horário em que os dados são lidos nos registros PCM.

As variações de peso durante os testes são contabilizadas usando um valor padrão para peso (Ws).

Medidas de Velocidade

Redução de dados:

Voo:

Dos dados básicos do ensaio, temos V_i , H_{p_i} e dpa (corrigidos se necessário). Um valor chamado V_{IW} que é inversamente proporcional a C_L é calculado.

$$V_{IW} = V_i \left(\frac{W_s}{W_T} \right)^{1/2}$$

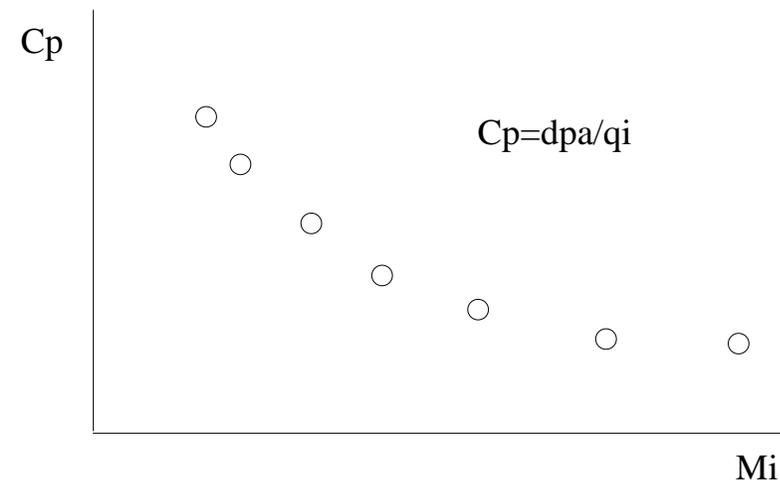
então temos um gráfico de CP_{iw} versus M_{iw}

$$Cp_{IW} = \frac{dpa}{q_{IW}}$$

Onde W_s é o peso de referência e W_T é o peso no ensaio.

de V_{iw} , a pressão dinâmica é calculada e também o número de Mach

$$q_{IW} = f(V_{IW}) \quad M_{IW} = f(V_{IW}, H_{p_I})$$



Medidas de Velocidade

Redução de dados:

Solo

A mesma metodologia utilizada no item anterior é utilizada aqui exceto para a correção de peso que não é aplicável visto que não há variação do ângulo de ataque.

Medidas de Velocidade

Expansão:

Gráficos para correção de velocidade e altitudes são gerados.

Para qualquer condição conhecida de H_{pi} , V_i e W podemos calcular V_{iw} e M_{iw} conforme mostrado no item anterior. Portanto, o valor de CP_{iw} é conhecido a partir da curva de redução de dados. A equação do erro de pressão é:

$$dpa = Cp_{IW} \cdot q_{IW}$$

A pressão dinâmica calibrada é $q_{CW} = q_{IW} + dpa$

então é possível calcular $V_{CW} = f(q_{CW})$ $V_C = V_{CW} \left(\frac{W_T}{W_S} \right)^{1/2}$ $\Delta V_C = V_C - V_i$

Usando o dpa previamente calculado temos que: $pa_I = f(Hp_I)$ $pa_C = pa_I - dpa$ $Hp_C = f(pa_C)$

Por fim: $\Delta Hp_C = Hp_C - Hp_I$