Desempenho de Aeronaves

Voo nivelado

Definições

Velocidade de cruzeiro: Velocidade em voo reto e nivelado que recebe várias denominações conforme o regime de potência utilizado.

- **Velocidade de cruzeiro máximo: Velocidade de cruzeiro obtida com o ajuste de potência máxima de cruzeiro;**
- **Velocidade de cruzeiro de longo alcance: Velocidade de cruzeiro, na qual o alcance específico é 99% do alcance específico máximo;**
- **Velocidade de cruzeiro de alcance máximo: Velocidade de cruzeiro na qual o alcance específico é máximo;**
- **Velocidade de máxima autonomia: Velocidade de cruzeiro na qual o consumo de combustível é mínimo.**

Consumo de combustível: Fluxo de combustível (massa ou volume) medido sob vários critérios:

- **Consumo horário: Medida de combustível em termos de massa por unidade de tempo;**
- **Consumo específico: Consumo de combustível em termos de massa consumida por distância percorrida;**

Alcance: Distância que pode ser percorrida pela aeronave em determinadas condições de voo.

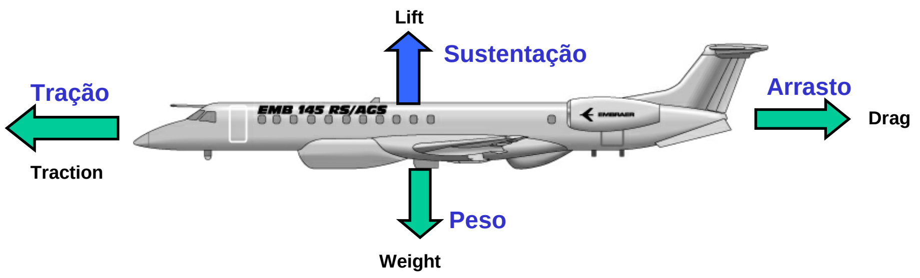
Alcance específico: Distância que a aeronave pode percorrer por unidade de massa de combustível, em determinadas condições de voo.

Autonomia: Medida da capacidade da aeronave manter-se em voo com uma determinada quantidade de combustível.

Voo nivelado

Equações básicas para voo nivelado

$$\begin{aligned}\sum F_H = 0 \mapsto T - D = 0\\ \sum F_V = 0 \mapsto L - W = 0\end{aligned} \Rightarrow \frac{T}{W} = \frac{1}{L/D} = \frac{1}{E} \mapsto T_R = \frac{W}{E}$$



Onde: T_R é o empuxo necessário.

Das equações acima, pode-se concluir que o menor empuxo necessário ocorre na condição de melhor eficiência aerodinâmica (E). E_{max} pode ser obtido da seguinte forma (similar ao visto para voo planado):

$$\frac{dE}{dC_L} = \frac{d}{dC_L}\left[\frac{C_L}{C_{D_0} + KC_L^2}\right] = 0 \qquad \frac{C_{D_0} + KC_L^2 - C_L(2KC_L)}{(C_{D_0} + KC_L^2)^2} = 0 \Rightarrow C_{D_0} - KC_L^2 \therefore C_{L_{Emax}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}$$

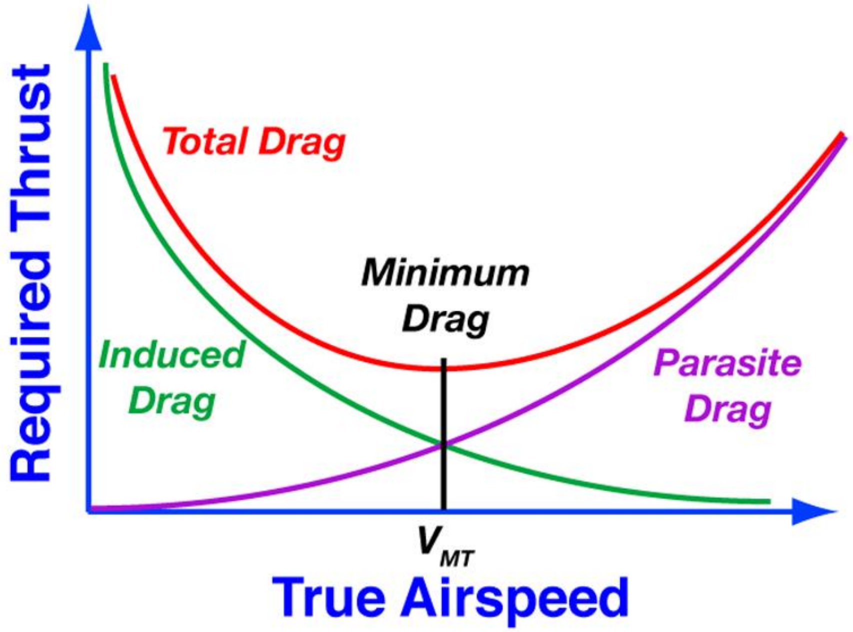
Voo nivelado

Equações básicas para voo nivelado

Substituindo na polar de arrasto:

$$C_D = C_{D_0} + KC_{L_{Emax}} \Rightarrow C_{D_{Emax}} = 2C_{D_0}$$

$$Emax = \frac{1}{2\sqrt{C_{D_0}K}}$$



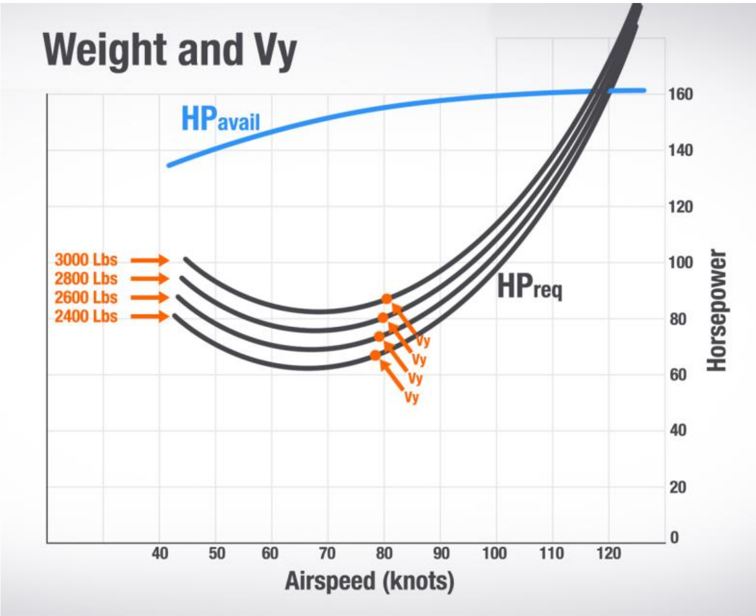
O empuxo mínimo necessário ocorre quando o arrasto induzido é igual ao arrasto parasita.

Voo nivelado

No regime subsônico, voar com CL constante, equivale a voar com ângulo de ataque constante. O CL não pode ser medido diretamente em voo, mas pode ser estimado conhecendo o AoA, densidade do ar velocidade e peso.

Com o consumo de combustível, o peso da aeronave diminui, e o empuxo necessário também diminui. Segue que a velocidade correspondente ao mínimo empuxo necessário também diminui.

$$V_{Emax} = \sqrt{\frac{2W}{\sigma \rho_0 S}} \sqrt[4]{\frac{K}{C_{D_0}}}$$



O efeito da redução do peso tem pouco efeito para a curva de empuxo necessário na parte de alta velocidade.

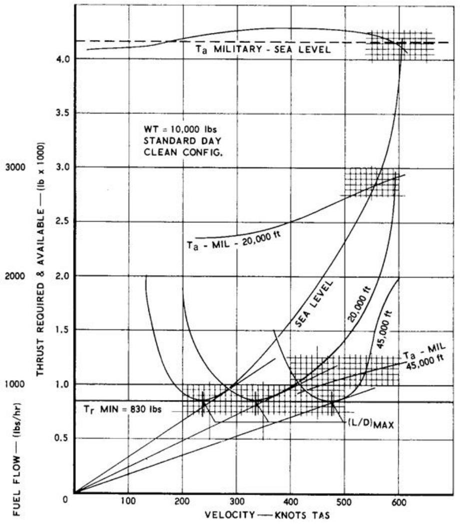
Voo nivelado

Combinado as equações de equilíbrio, sustentação e polar de arrasto, chega-se a:

$$T_R = \frac{1}{2}\sigma\rho_0 V^2 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\frac{1}{2}\sigma\rho_0 V^2 S}$$

Arrasto parasita　　Arrasto induzido

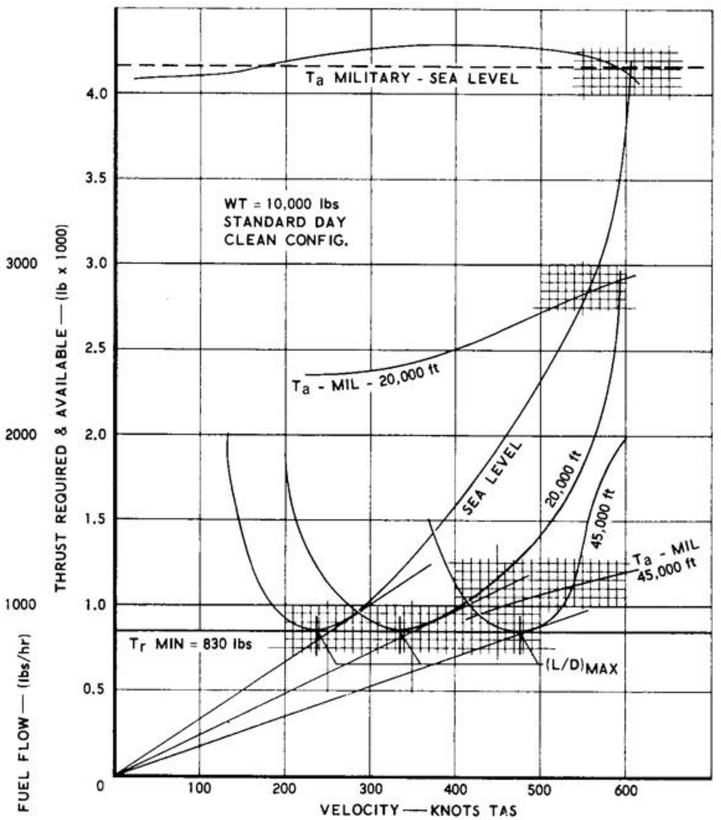
V aumenta, arrasto parasita aumenta, e o arrasto induzido diminui.



Para um dado peso, T_{Rmin} é independente da altitude, uma vez que a aeronave estará voando com E_{max}, mas a velocidade para esse mínimo é diferente..

Voo nivelado

Observando a figura abaixo, observa-se que o teto absoluto de uma aeronave acontece quando o empuxo disponível é igual ao empuxo necessário (T_A=T_R). Nessas condições, a densidade do ar é determinada como:



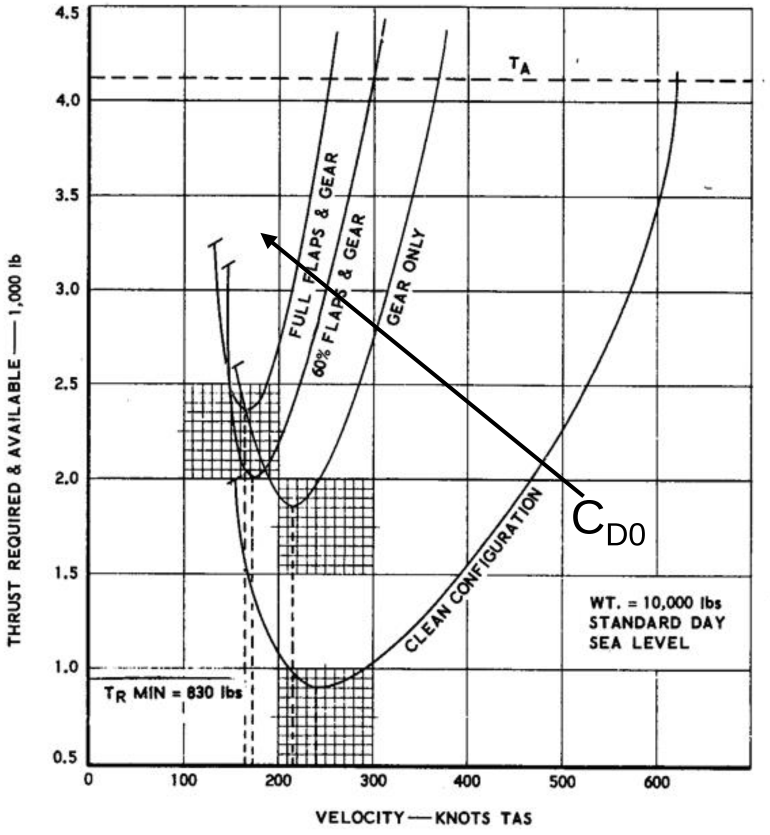
$$\sigma_{absoluto} = \left(\frac{1}{E_{max} \left(\frac{T_A}{W} \right)_0} \right)^{\frac{1}{0.7}}$$

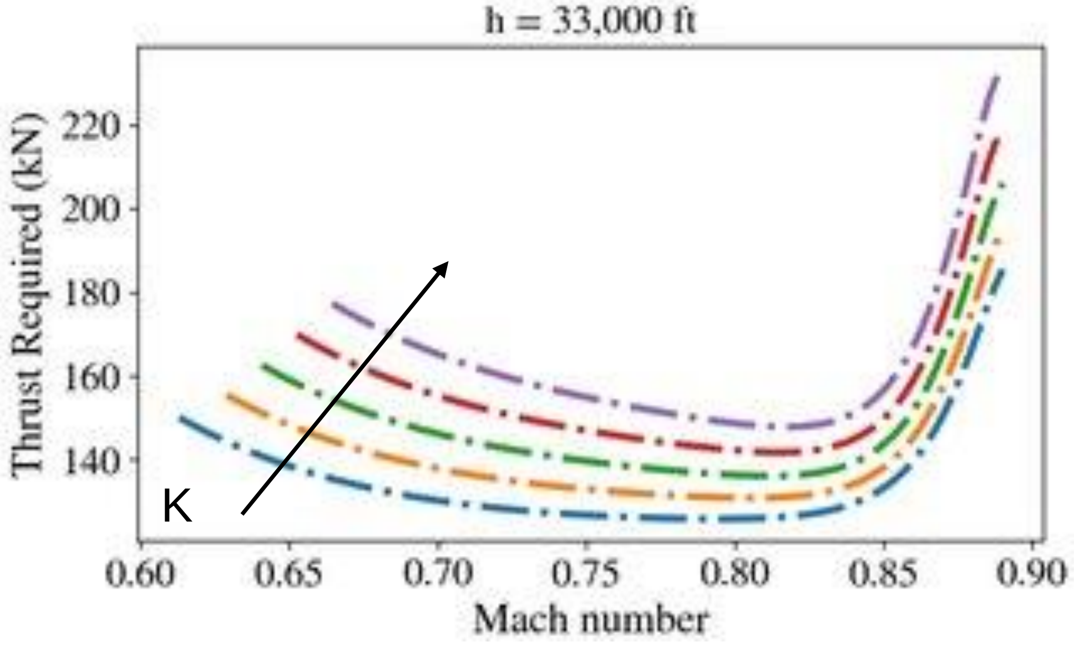
Para H_p<36089 ft

$$\sigma_{absoluto} = \frac{1}{E_{max} \left(\frac{T_A}{W} \right)_0}$$

Para H_p≥36089 ft

Voo nivelado





Voo nivelado

Na parte esquerda das curvas apresentadas no slide anterior (baixa velocidade), a aeronave pode ter potencia suficiente para vencer o arrasto, porém essa potencia pode não ser suficiente para manter o voo nivelado (C_L>C_{LMAX}).

A velocidade de estol sem potencia é definida como:

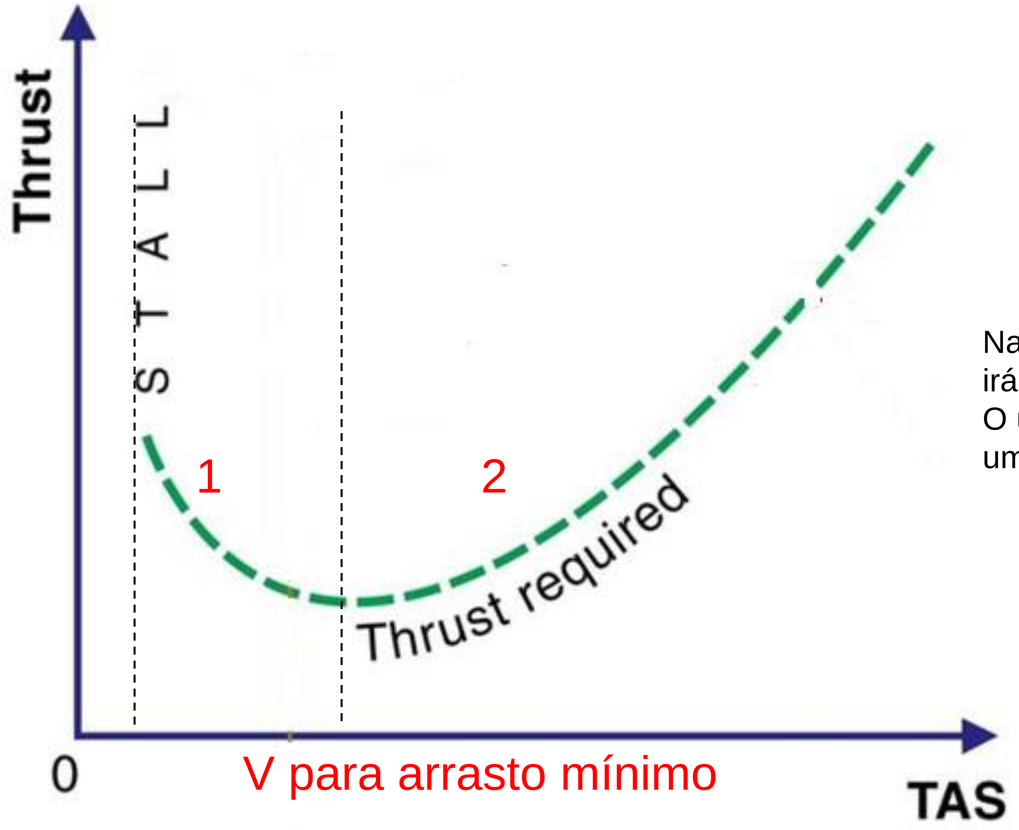
$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\sigma\rho_0 S C_{L_{max}}}}$$

Já a velocidade de estol com potência é obtida considerando α e conhecendo o C_{LMAX}.

$$V_{S_{P0}} = \sqrt{\frac{2(W - Tsen\alpha)}{\sigma\rho_0 S C_{L_{max}}}}$$

Sobrepondo o limite de estol nas curvas de empuxo necessário, define-se duas regiões. Uma região abaixo da velocidade de menor empuxo, e outra acima.

Voo nivelado



Na região 1, uma diminuição da velocidade irá aumentar a potência necessária irá aumentar para manter o voo nivelado (Back Thrust).
O uso de speed brakes, ou baixar o trem de pouso, resulta (obviamente) em uma diminuição (aumento da velocidade de estol) dessa região.

Voo nivelado

Sendo a potência necessária o produto da força de arrasto pela velocidade, tem-se:

$$P_R = DV = \left(W\frac{C_D}{C_L}\right)\sqrt{\frac{2W}{\sigma\rho_0 S C_L}} = \sqrt{\frac{2W^3}{\sigma\rho_0 S}}\left(\frac{C_D}{C_L^{\frac{3}{2}}}\right)$$

A potencia necessária mínima ocorre para $\left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right)$ máximo.

$$\frac{\partial}{\partial C_L}\left(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\right) = 0 \Rightarrow KC_L^2 = 3C_{D_0} \Rightarrow C_{L_{minPower}} = \sqrt{3}C_{L_{Emax}} \quad C_{D_{minPower}} = 4C_{D_0}$$

$$E_{minPower} = \sqrt{\frac{3}{4}}E_{max}$$

Voo na condição de mínima potencia, ocorre em uma velocidade menor que a de arrasto mínimo.

Voo nivelado

Reescrevendo a equação de potencia necessária:

$$P_R = DV = \frac{1}{2}\sigma\rho_0 V^3 S C_{D_0} + \frac{2KW^2}{\sigma\rho_0 V S}$$

A potencia necessária para sustentação nula aumenta com o cubo da velocidade. Fator importante para o limite superior de velocidade para aeronaves a pistão (eficiência da hélice também é um limitante para essas aeronaves).

Aeronaves a Jato T≈constante;
Aeronaves a pistão P≈constnte.

Voo nivelado

Envelope de voo

As velocidades máximas e mínimas de uma aeronave em voo de cruzeiro, para uma dada altitude, dado peso, temperatura e regime do motor, são obtidas pelas curvas de empuxo necessário e empuxo disponível.

$$T_A = T_R = \frac{1}{2}\sigma\rho_0 V^2 S C_D = \frac{1}{2}\sigma\rho_0 V^2 S(C_{D_0} + KC_L^2)$$

$$T_A = \frac{1}{2}\sigma\rho_0 V^2 S\left[C_{D_0} + K\left(\frac{W}{\frac{1}{2}\sigma\rho_0 V^2 S}\right)^2\right]$$

$$T_A = \frac{1}{2}\sigma\rho_0 V^2 S C_{D_0} + \frac{KW^2}{\frac{1}{2}\sigma\rho_0 V^2 S}$$

Voo nivelado

Envelope de voo

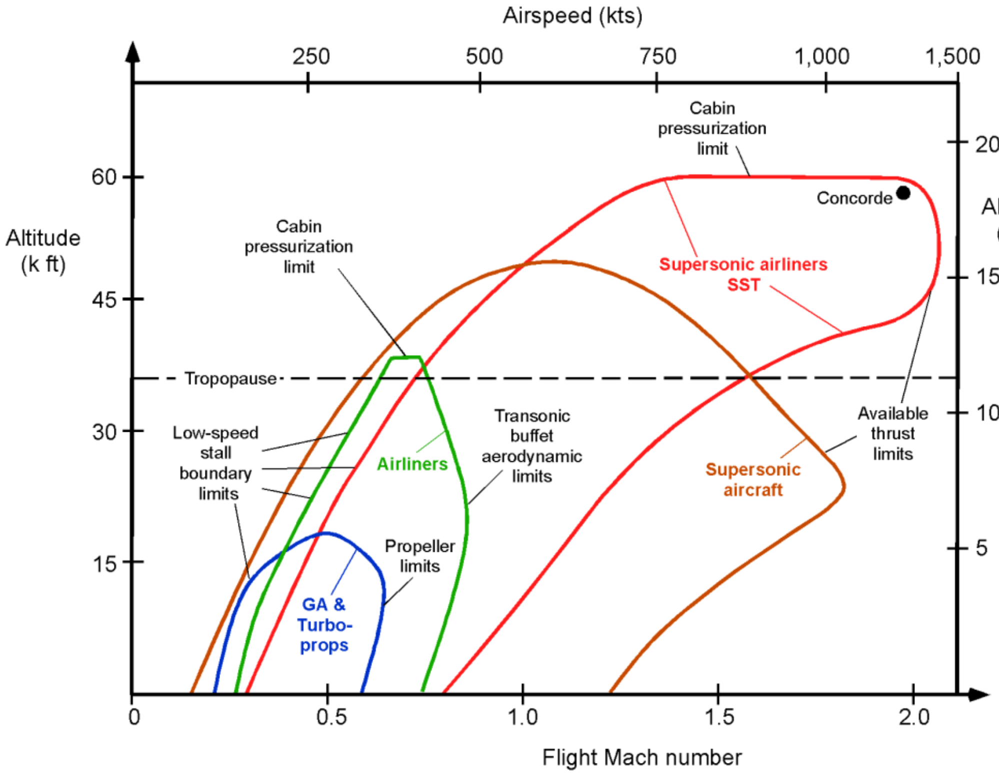
$$\frac{1}{2}\sigma\rho_0 V^4 S C_{D_0} - T_A V^2 + \frac{KW^2}{\frac{1}{2}\sigma\rho_0 S} = 0$$

$$V^2 = \frac{T_A \pm \sqrt{T_A^2 - 4C_{D_0}KW^2}}{\sigma\rho_0 S C_{D_0}} \therefore V = \sqrt{\frac{\frac{T_A}{S}}{\sigma\rho_0 C_{D_0}}\left[1 \pm \sqrt{1 - \frac{4KC_{D_0}}{\frac{T_A}{W}}}\right]}$$

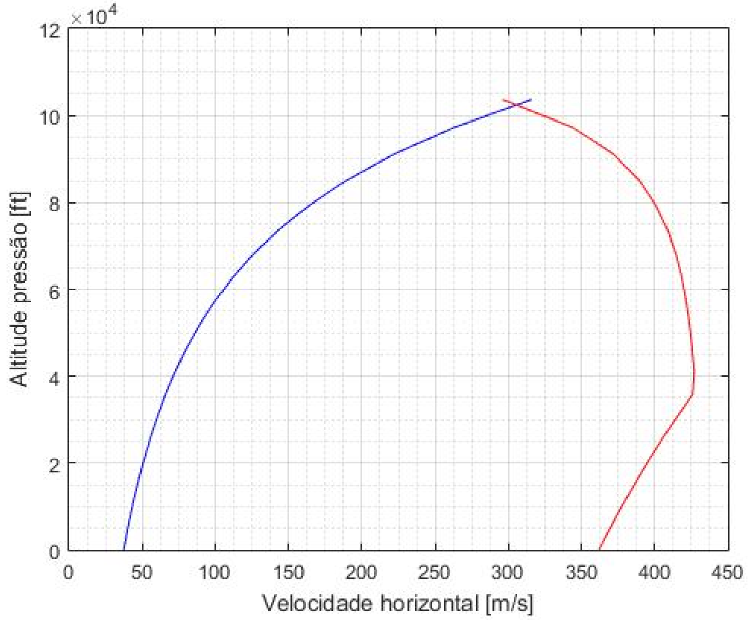
A velocidade mínima é calculada com o sinal negativo e a máxima com o positivo. Tanto a velocidade mínima absoluta e a máxima, são obtidas com potência máxima.

Voo nivelado

Envelope de voo



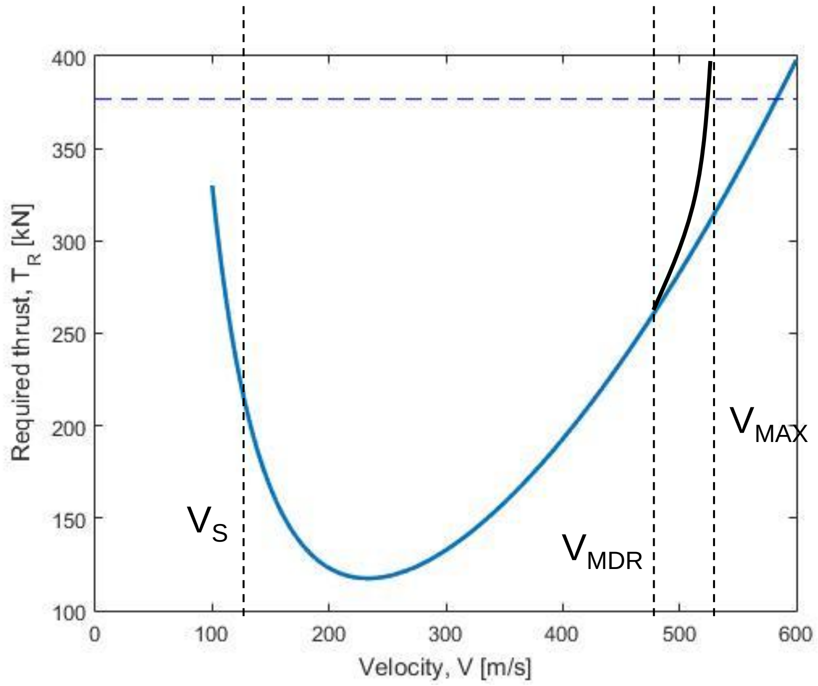
Abaixo o envelope de voo da aeronave do exercício de subida!



A velocidade máxima pode ser limitada por efeitos de compressibilidade

Voo nivelado

Envelope de voo

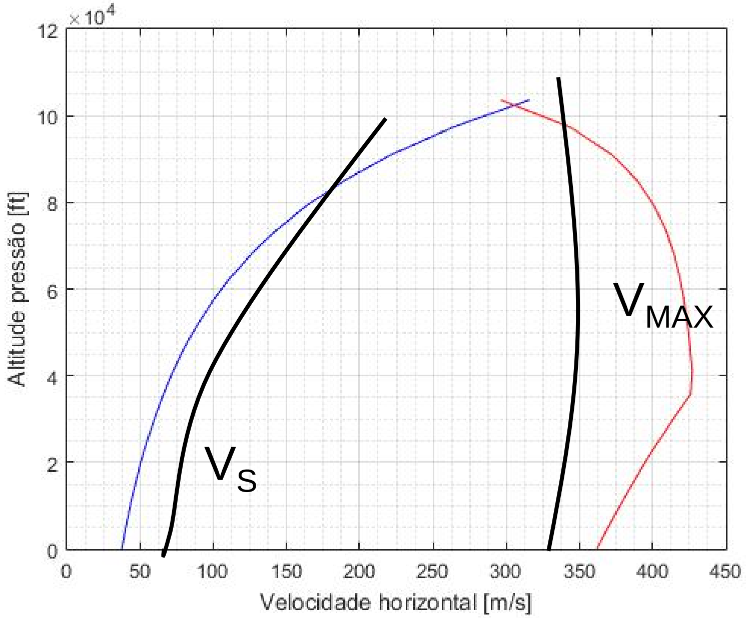


Conhecendo como C_{D0} e K variam com DR (Drag Raise), através de um processo iterativo, é possível determinar a velocidade máxima para uma dada altitude.

Voo nivelado

Envelope de voo

Considerando a velocidade de estol e os efeitos de compressibilidade, o gráfico de Hp vs V fica:



Voo nivelado

Para o caso de aeronaves com motor a pistão, a potência disponível é função do SHP (Shaft Horse Power) e da eficiência da hélice.

$$SHP = f(h)$$

$$\eta_P = f(rpm, V, M)$$

$$\frac{P_A}{W} = \eta_P \frac{SHP}{W}$$

$$V_{MaxPower} = \sqrt{\frac{2W}{\sigma \rho_0 S}} \sqrt[4]{\frac{K}{3C_{D_0}}} = \sqrt[4]{\frac{1}{3}} V_{E_{max}}$$

Portanto:

$$\left(\frac{P_R}{W}\right)_{min} = \frac{V_{MaxPower}}{\sqrt{\frac{3}{4}} E_{max}}$$

P_{RMIN} aumenta com a altitude pressão.

Voo nivelado

Teto absoluto para aeronaves a pistão:

$$P_A = P_R \Rightarrow P_{A_{Max}} = \frac{WV_{MaxPower}}{E_{MaxPower}}$$

Para o caso de uma aeronave sem turbo:

$$\sigma_{Ceiling_{Absolute}} = \begin{cases} \left[\frac{WV_{MaxPower}}{\eta_P P_{A_{0Max}} E_{MaxPower}} \frac{1}{\sqrt{\sigma_{Ceiling_{Absolute}}}}\right]^{\frac{1}{0.765}} & H_P \leq 36089 ft \\ \left[\frac{WV_{MaxPower}}{\eta_P P_{A_{0Max}} E_{MaxPower}} \frac{1}{\sqrt{\sigma_{Ceiling_{Absolute}}}}\right] & H_P > 36089 ft \end{cases}$$

Voo nivelado

Alcance

Sabendo que V=dx/dt e assumindo que a diminuição de peso é diretamente proporcional ao tempo:

$$\frac{\partial W}{\partial t} = -SFC_T T$$

O alcance específico é obtido combinando as duas equações anteriores com T_R=W/E:

$$-\frac{\partial x}{\partial W} = \frac{V}{SFC_T T} = \frac{VE}{SFC_T TW}$$

Definindo $\Delta\xi = \frac{\Delta W_f}{W} = \frac{W_1 - W_2}{W_1}$ como sendo a razão de combustível gasto em uma parte da missão, pelo peso total da aeronave no inicio dessa parte da missão (W_1).

A razão de massa (MR) pode ser definida como: $MR = \frac{W_1}{W_2} = \frac{W_1}{W_1 - \Delta W_f} = \frac{1}{1-\xi}$

Voo nivelado

Alcance

Assumindo que o TSFC permanece constante durante um segmento do cruzeiro:

$$x = \frac{1}{SFC_T} \int_1^2 \frac{V}{D} dW$$

Antes de resolver a equação anterior, podemos fazer uma das 3 considerações abaixo:

1. Cruzeiro com velocidade e altitude constante
2. Cruzeiro com velocidade e C_L constante
3. Cruzeiro com altitude e C_L constante

A primeira consideração, é a mais confortável para os pilotos e órgãos de tráfico aéreo.!

Voo nivelado

Alcance

Para a condição 1, temos:

$$x = -\frac{V}{SFC_T}\int_1^2 \frac{E}{W}dW = \frac{2E_{max}V}{SFC_T}atan\left[\frac{\xi E_1}{2E_{Max}(1-KC_{L_1}E_1\xi)}\right]$$

E_1=L/D no inicio da etapa; C_{L1} é o C_L no inicio da etapa.

Com a velocidade constante e com a diminuição do peso, o arrasto induzido irá diminuir, o que leva a um ajuste na potencia do motor.

Voo nivelado

Alcance

Para a condição 2, temos:

$$x = -\frac{EV}{SFC_T}\int_1^2 \frac{dW}{W} = \frac{EV}{SFC_T} ln\left(\frac{1}{1-\xi}\right)$$

Essa equação é conhecida como equação de Breguet.
Com a redução do peso durante o voo, a razão de densidade deve diminuir, portanto a altitude deve aumentar

$$\sigma = \frac{2\frac{W}{S}}{\rho_0 V^2 C_L}$$

O ângulo de subida é pequeno, portanto não viola a hipótese de voo nivelado.

Voo nivelado

Alcance

Para a condição 3, temos:

$$x = -\frac{E}{SFC_T}\int_1^2 \frac{V}{W}dW = \frac{2EV_1}{SFC_T}\left(1-\sqrt{1-\xi}\right)$$

Onde V1 é a velocidade no inicio da fase de cruzeiro.

$$V_1 = \sqrt{\frac{2\frac{W_1}{S}}{\rho_0\sigma C_L}}$$

Com o consumo de combustível, o peso da aeronave irá diminuir, e para manter C_L constante a velocidade também deve diminuir.

O peso ao final de um segmento será (OBS: Vale para as 3 condições!):

$$W_2 = W_1(1-\xi)$$

A velocidade no final do segmento, será:

$$V_2 = V_1\sqrt{1-\xi}$$

A velocidade diminui durante o voo, porém o controle de trafego aéreo determina voar V=V±10kt

Voo nivelado

Alcance

Para uma dada altitude e peso da aeronave, existe uma velocidade que irá maximizar o alcance e minimizar o consumo de combustível por distância percorrida. Essa condição se chama Melhor Alcance (Best Range).

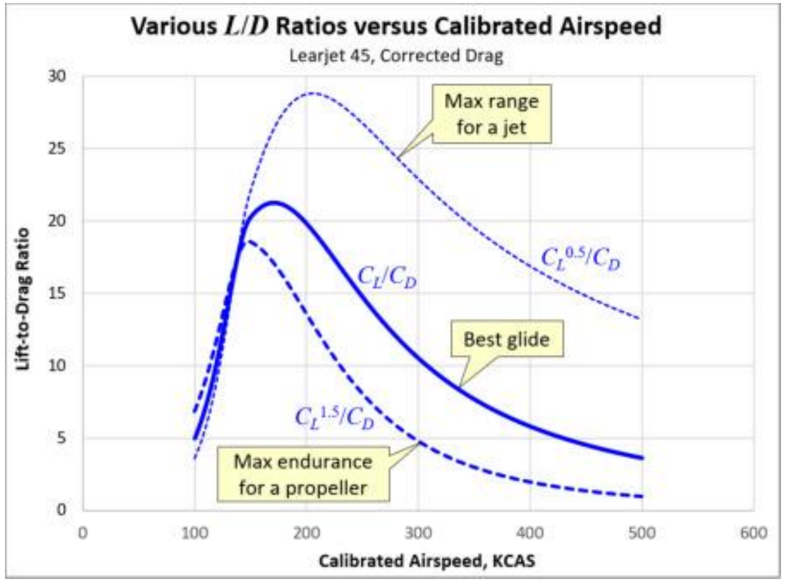
$$\frac{\partial}{\partial V}\left(-\frac{\partial x}{\partial W}\right)_{BR} = \frac{\partial}{\partial V}\left(\frac{V}{SFC_T D}\right)_{BR} = 0$$

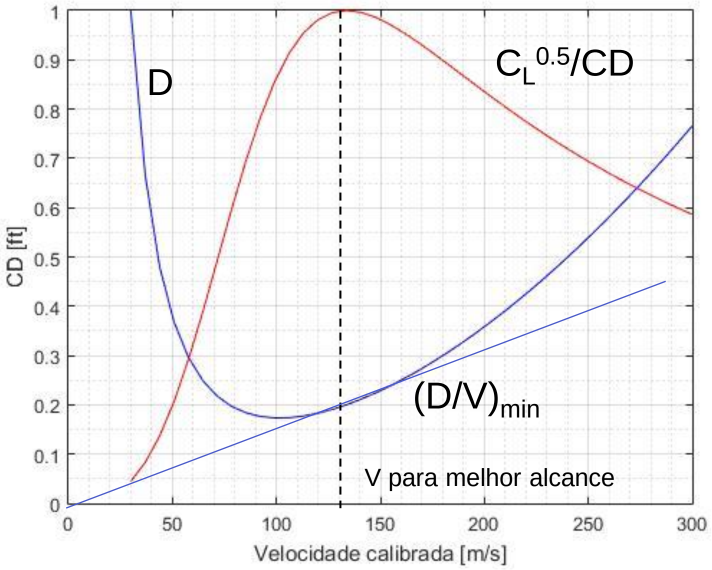
Assume-se que SFC_T não é função da velocidade.

Temos também: $$\frac{\partial D}{\partial V} = \frac{D}{V}$$

Voo nivelado

Alcance





Segue que a condição de melhor alcance é atingida quando a inclinação da curva do arrasto se torna igual a inclinação da relação D/V.

Voo nivelado

Alcance

$$V_{BR} = \sqrt{\frac{2\frac{W}{S}}{\sigma\rho_0}} \sqrt[4]{\frac{3K}{C_{D_0}}} \simeq 1.316 V_{E_{max}}$$

$$C_{L_{BR}} = \sqrt{\frac{3K}{C_{D_0}}} \simeq 0.557 C_{L_{E_{max}}}$$

$$E_{BR} = \frac{\sqrt{\frac{3}{4}}}{2\sqrt{C_{D_0}}K} \simeq 0.866 E_{max}$$

Voo nivelado

Alcance

Como a condição para melhor alcance acontece para (D/V) for mínimo, e essa condição acontece para $C_L^{0.5}$/CD máximo.

Inserindo essa condição (de melhor alcance), nas equações para alcance, temos:

$$x_{V,H_P,BR} = \frac{2E_{max}V_{BR}}{SFC_T} atan\left(\frac{\xi E_{BR}}{2E_{max}(1 - KC_{L_{BR}}E_{BR}\xi)}\right)$$

$$x_{V,C_L,BR} = \frac{E_{BR}V_{BR}}{SFC_T} ln\left(\frac{1}{1-\xi}\right)$$

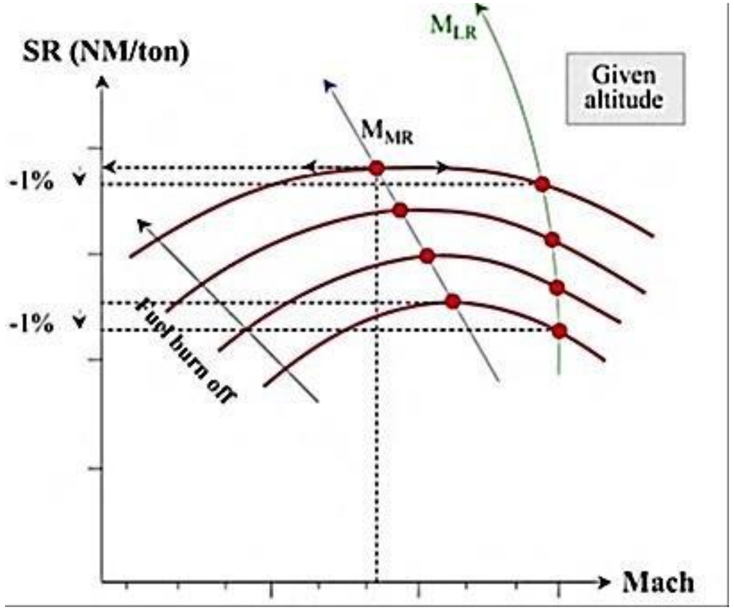
$$x_{H_P,C_L,BR} = \frac{2E_{BR}V_{BR}}{SFC_T}(1 - \sqrt{1-\xi})$$

Voo nivelado

Alcance

A equação de Breguet (V=cte., C_L=cte.) resultará no melhor alcance possível. A mudança de altitude durante o cruzeiro é obtido por:

$$\sigma_2 = \sigma_1(1 - \xi)$$



$$SR = -\frac{ds}{dw} = \frac{V}{T_R c_j} = \frac{V}{\dot{W}_f}$$

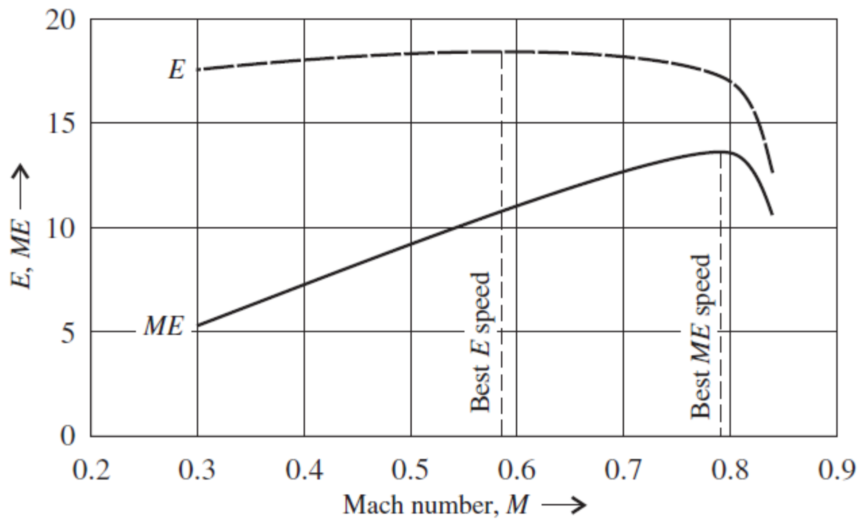
c_j é o consumo específico de combustível

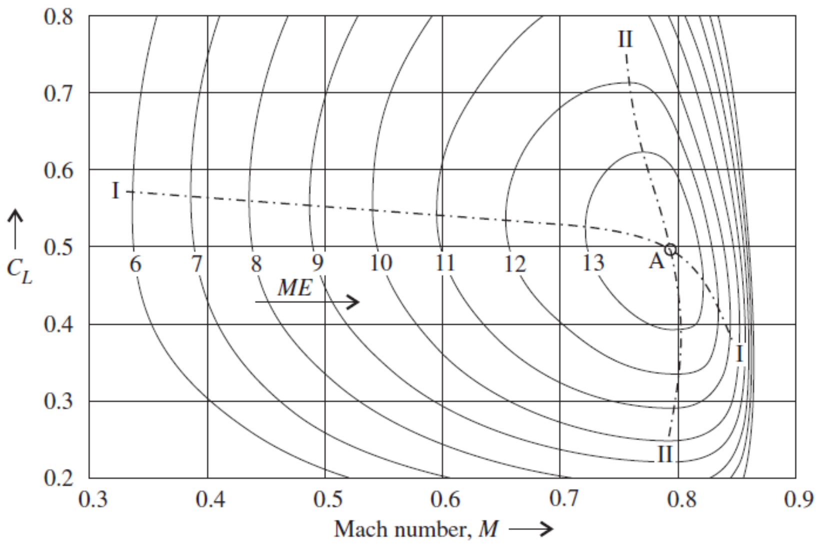
$$\frac{ds}{dW} = fator\ de\ alcance$$

Voo nivelado

Alcance

Para uma dada altitude, o alcance pode ser maximizado na condições de melhor alcance (EBR≈0.86Emax), segue que para uma aeronave maximizar o alcance, basta maximizara velocidade vezes a eficiência aerodinâmica (VE), considerando que o SFC_T não seja função da altitude.
Quando não ocorre efeitos de compressibilidade, essa condição é atingida quando $E=E_{BR}$.
O produto VE aumenta com a altitude, sendo que a altitude ótima será quando VE for máximo. Com o aumento da altitude, os efeitos de compressibilidade se tornam mais evidentes (C_{D0} e K mudam).
As equações do slide anterior não levaram em conta os efeitos de compressibilidade!



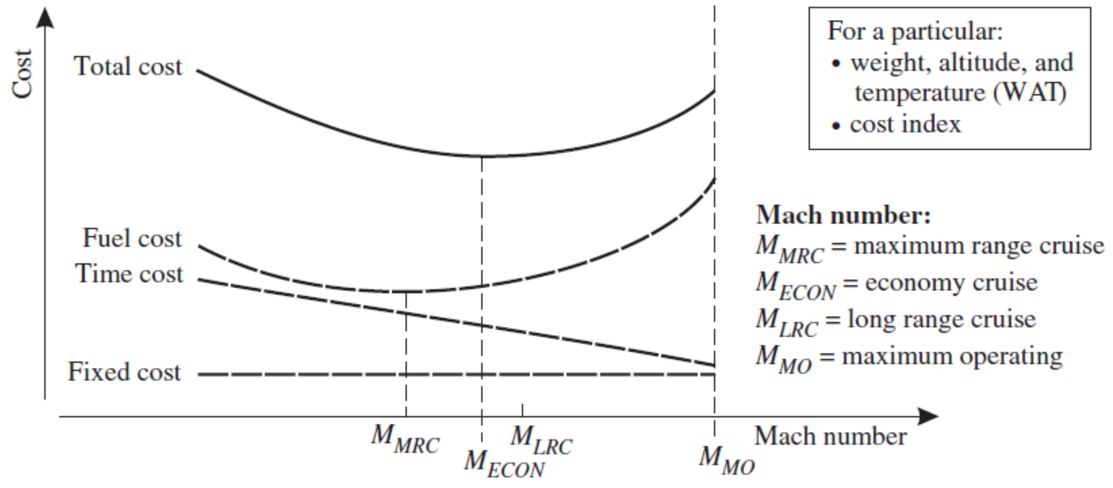


Linha I é o lugar do melhor produto ME para um dado número de Mach. Já a linha II é o lugar do melhor produto ME para um dado C_L.

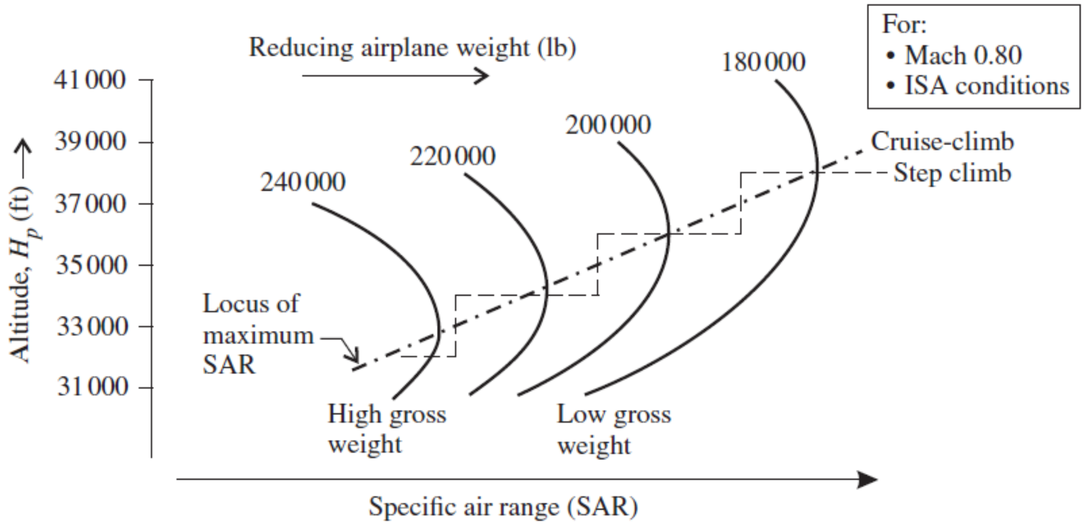
Voo nivelado

Alcance

Comparação entre as velocidades de cruzeiro.



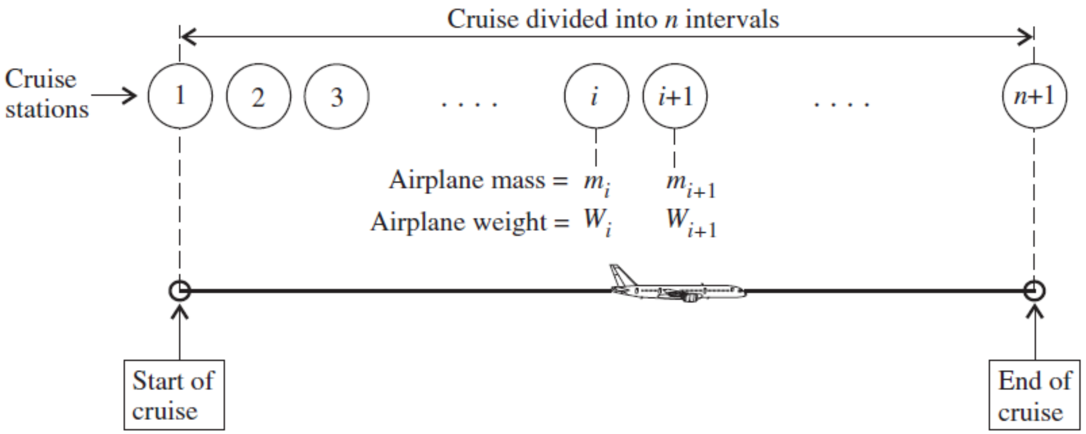
Altitude ótima de cruzeiro

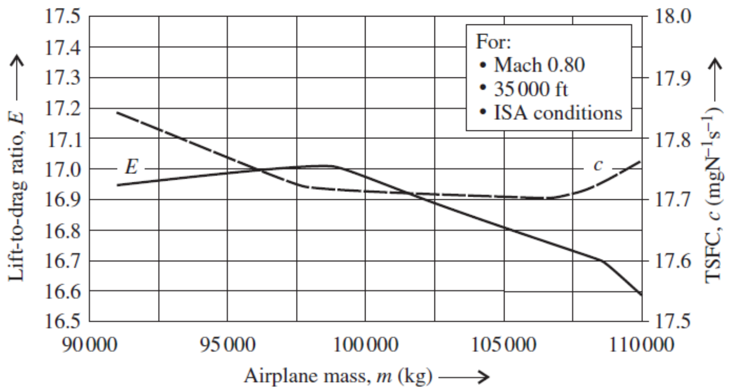


Voo nivelado

Alcance

Calculo do alcance numérico:





Uma das vantagens, é que é possível considerar a variação de certos parâmetros considerados constantes durante o desenvolvimento das equações (São constantes somente no segmento considerado).

Voo nivelado

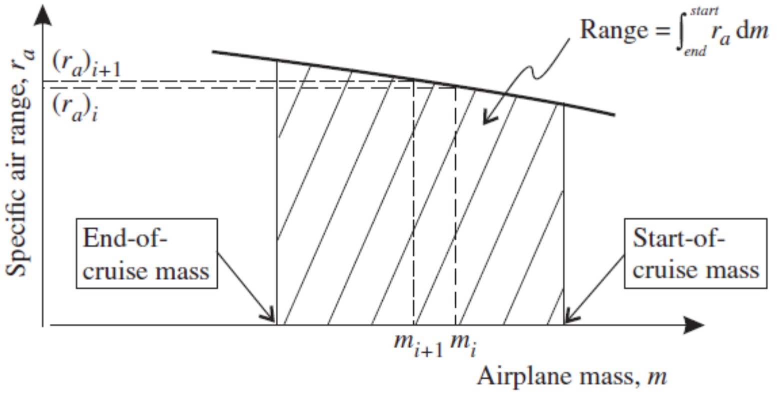
Alcance

Calculo do alcance numérico:

$$SR = \frac{V}{Q} = \frac{Ma}{Q} = \frac{Ma_0\sqrt{\theta}}{Q} = \frac{a_0(ME)}{\left(\frac{c}{\sqrt{\theta}}\right) mg} = \frac{H_f \eta_0 E}{mg}$$

$$SR' = \frac{V}{Q'} = \frac{Ma}{Q'} = \frac{Ma_0\sqrt{\theta}}{Q'} = \frac{a_0(ME)}{\left(\frac{c'}{\sqrt{\theta}}\right) W} = \frac{H_f \eta_0 E}{Wg}$$

Q é a vazão de combustível;
E é a eficiência aerodinâmica;
H_f é o calor específico do combustível;
η_0 é a eficiência do motor;
c é o TSFC;



Voo nivelado

Alcance

Calculo do alcance numérico:

$$R = \sum_{i=1}^{n} \left(\frac{r_{a_{i+1}} + r_{a_i}}{2} \right) (m_i - m_{i+1})$$

$$R' = \sum_{i=1}^{n} \left(\frac{r'_{a_{i+1}} + r'_{a_i}}{2} \right) (W_i - W_{i+1})$$

Exemplo: Jato executivo, iniciando o cruzeiro com 240000 lbs, FL 350, ISA e M=0.8.

Station	W (1000 lb)	W/δ (1000 lb)	C_L	C_D	D/δ (1000 lb)	Q' (lb/h)	r'_a (nm/lb)	Interval	Distance (nm)	Time (h)
1	240.0	1020	0.551	0.0331	61.2	9010	0.0512			
2	237.5	1009	0.546	0.0326	60.3	8878	0.0519	1–2	129	0.280
3	235.0	999	0.540	0.0322	59.6	8763	0.0526	2–3	131	0.283
4	232.5	988	0.534	0.0318	58.8	8653	0.0533	3–4	132	0.287
5	230.0	977	0.528	0.0314	58.1	8543	0.0540	4–5	134	0.291
6	227.5	967	0.523	0.0310	57.3	8433	0.0547	5–6	136	0.295
								Totals:	**662**	**1.436**

Voo nivelado

Efeito do vento no Alcance

Para o planejamento dos voos, é fundamental conhecer o efeito do vento no alcance de uma aeronave, e assim determinar a distância percorrida em relação ao solo. De maneira similar ao alcance específico, pode-se determinar o alcance específico no solo (SR_G).

$$SR_G = -\frac{ds}{dm_f} = \frac{V_G}{Q}$$

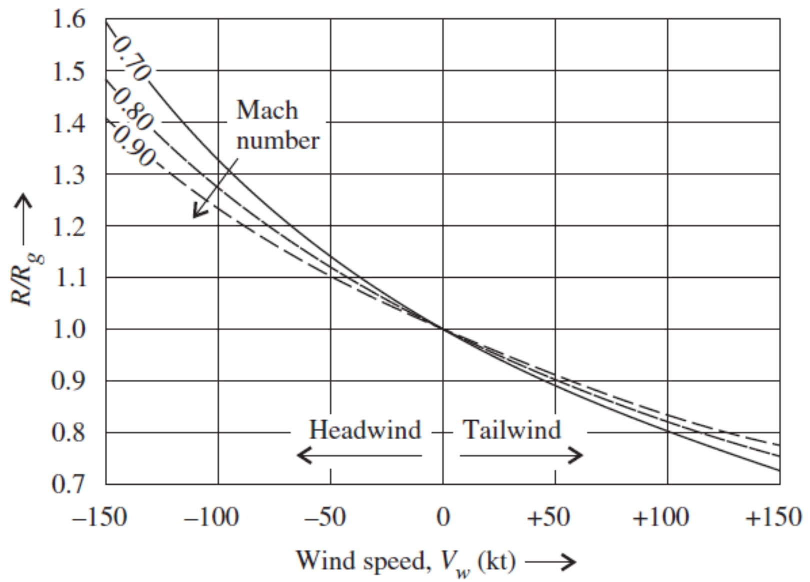
$$SR'_G = -\frac{ds}{dW_f} = \frac{V_G}{Q'}$$

$$V_G = V + V_{wind}cos(v)$$

v é a direção do vento

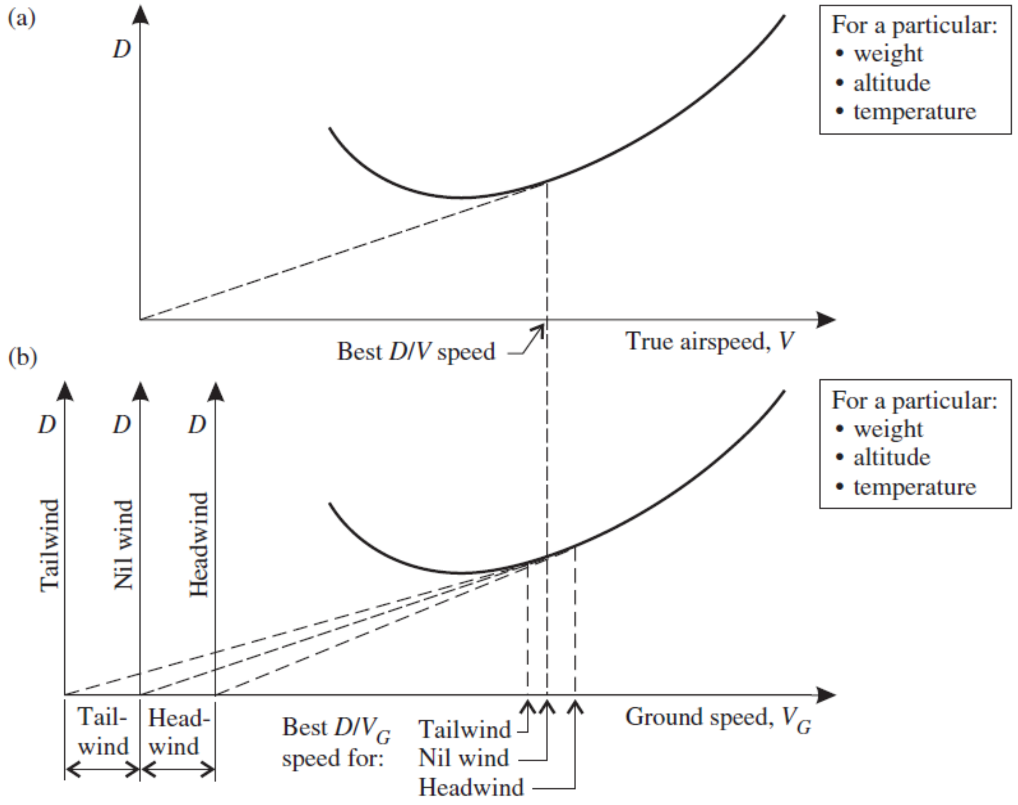
$$SR_G = SR\left(1 + \frac{V_{wind}cos(v)}{V}\right)$$

$$SR'_G = SR'\left(1 + \frac{V_{wind}cos(v)}{V}\right)$$



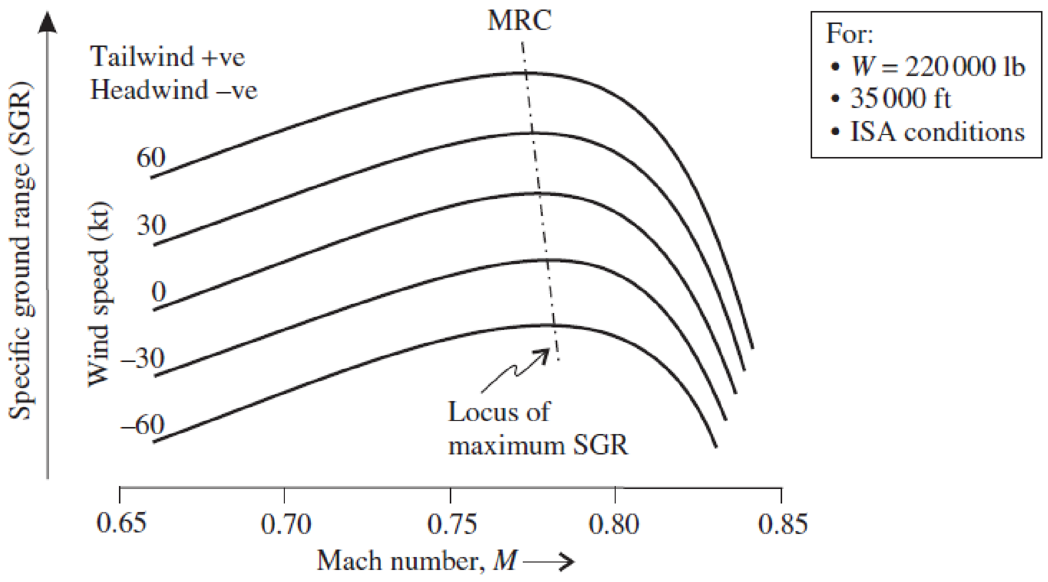
Voo nivelado

Efeito do vento na velocidade de melhor alcance



Voo nivelado

Efeito do vento na curva de alcance específico



Voo nivelado

Alcance para aeronaves a pistão:

Assumindo que a redução do peso da aeronave, devido ao consumo de combustível, é diretamente proporcional a potência, tem-se:

$$\frac{\partial x}{\partial t} = V$$

$$\frac{\partial W}{\partial t} = -SFC_P P$$

$$\Rightarrow \quad -\frac{\partial x}{\partial W} = \frac{V}{SFC_P P}$$

$$P_R = T_R V = \eta_P P$$

Portanto, o alcance específico para uma aeronave com motor a pistão é dado por:

$$-\frac{\partial x}{\partial W} = \frac{V\eta_P}{SFC_P P_R} = \frac{\eta_P}{SFC_P T_R} = \frac{\eta_P E}{SFC_P W}$$

OBS: independente da velocidade!
Assume-se $\eta_P \neq f(V)$ e $SFC_P \neq f(V, H_P)$

Voo nivelado

Alcance para aeronaves a pistão:

Novamente pode-se considerar três opções:

1. Cruzeiro com altitude e velocidade constantes
2. Cruzeiro com velocidade e C_L constantes
3. Cruzeiro com altitude e C_L constantes

Como pela equação do alcance instantâneo (última equação do slide anterior), o valor máximo é quando $E=E_{MAX}$, essas 3 condições são reduzidas para 2:

1. Cruzeiro com velocidade e C_L constantes
2. Cruzeiro com altitude e C_L constantes

Adicionalmente, essas duas condições resultam na mesma equação quando integradas, portanto:

$$x_{BR_P} = \frac{-\eta_P E_{max}}{SFC_P} \int_{W_1}^{W_2} \frac{dW}{W} = \frac{-\eta_P E_{max}}{SFC_P} ln\left(\frac{W_1}{W_2}\right) = \frac{-\eta_P E_{max}}{SFC_P} ln\left(\frac{1}{1-\xi}\right)$$

Voo nivelado

Alcance para aeronaves a pistão:

A velocidade para melhor alcance fica: $V_{BR} = V_{E_{max}}$

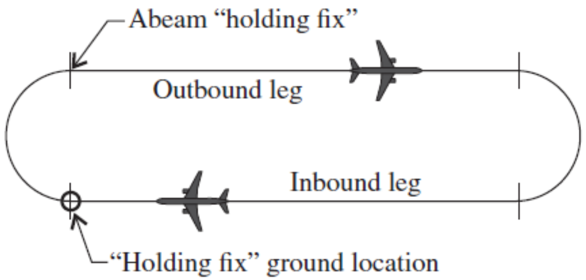
Segue que para uma aeronave com motor a pistão, não há uma melhora no alcance quando se voa mais alto, porém, voando mais alto, a velocidade para o melhor alcance aumenta (menor tempo).

OBS: Não foram considerados efeitos de compressibilidade que reduzem η_P.

Voo nivelado

Regime de maior autonomia (Maximum Endurance)

Em certas missões, o maior tempo que a aeronave pode permanecer no ar é fundamental para se cumprir a missão.



Voo nivelado

Regime de maior autonomia (Maximum Endurance)

Para aeronaves a jato, temos:

$$-\frac{\partial t}{\partial W} = \frac{1}{SFC_T D} = \frac{E}{SFC_T W}$$

Voando com E_{max} irá maximizar a autonomia!

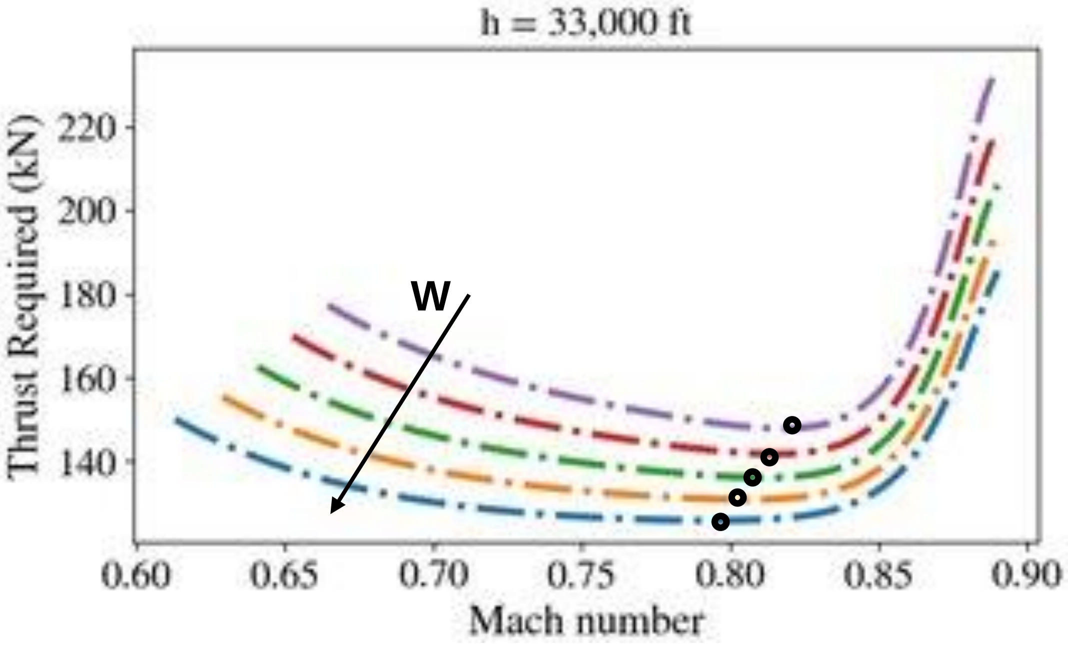
Portanto: $E_{t_{max}} = E_{max}$ e $V_{t_{max}} = V_{E_{max}}$

Integrando a equação anterior:

$$t_{max} = \frac{E_{max}}{SFC_T} ln(MR) = \frac{E_{max}}{SFC_T} ln\left(\frac{1}{1-\zeta}\right)$$

Voo nivelado

Regime de maior autonomia (Maximum Endurance)



Na figura ao lado, pode-se verificar que com a diminuição do peso, a velocidade para a maior autonomia diminui.

t_{max} não será alterado pelo vento (tempo no ar é o objetivo), altitude (embora com o aumento de altitude a velocidade para menor arrasto aumenta).

Se o tempo para a autonomia máxima for comparada com o tempo para melhor alcance, tem-se:

$$\frac{t_{max}}{t_{x_{BR}}} = \frac{E_{max}}{E_{BR}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{3}{4}}} \simeq 1.155$$

15% a mais no tempo que a aeronave permanecerá no ar.

Voo nivelado

Regime de maior autonomia (Maximum Endurance)

Repetindo o mesmo procedimento para o alcance: $$\frac{x_{max}}{x_{BR}} = \frac{E_{max} V_{E_{max}}}{E_{BR} V_{BR}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{3}{4}} \sqrt[4]{3}} \simeq 0.877$$

A aeronave irá voar uma distância de 87.7% da de melhor alcance.

A equação para a autonomia considerando altitude e velocidade constante fica: $$t_{max} = \frac{2E_{max}}{SFC_T} atan\left(\frac{0.5\xi}{1-0.5\xi}\right)$$

Voo nivelado

Regime de maior autonomia (Maximum Endurance)

Para aeronaves a pistão:

$$-\frac{\partial t}{\partial W} = \frac{1}{SFC_P P} = \frac{\eta_P}{SFC_P P_R} = \frac{\eta_P E}{SFC_P V W}$$

Com η_P e SFC_P constantes:

$$t = -\frac{\eta_P}{SFC_P}\int_{W_1}^{W_2} \frac{E}{VW} dW = -\frac{\eta_P}{SFC_P}\int_{W_1}^{W_2} \frac{1}{P_R} dW$$

Lembrando que Prmin ocorre quando ($C_L^{3/2} C_D$) é máximo, e esse máximo ocorre quando a componente de arrasto induzido (KCL^2) é igual a $3C_{D0}$, portanto:

$$t_{max} = -\frac{\eta_P E_{max_P}}{SFC_P V_{max_P}} ln\left(\frac{1}{1-\xi}\right) \qquad V_{t_{max}} = V_{max_P} \; E_{t_{max}} = E_{max_P} \; C_{L_{tmax}} = C_{L_{max_P}} \; C_{D_{tmax}} = C_{D_{max_P}}$$

Voo nivelado

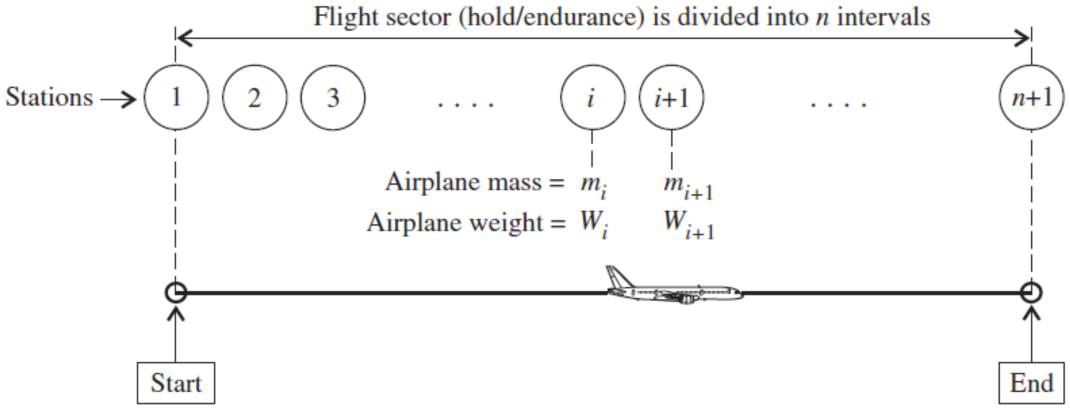
Regime de maior autonomia (Maximum Endurance)

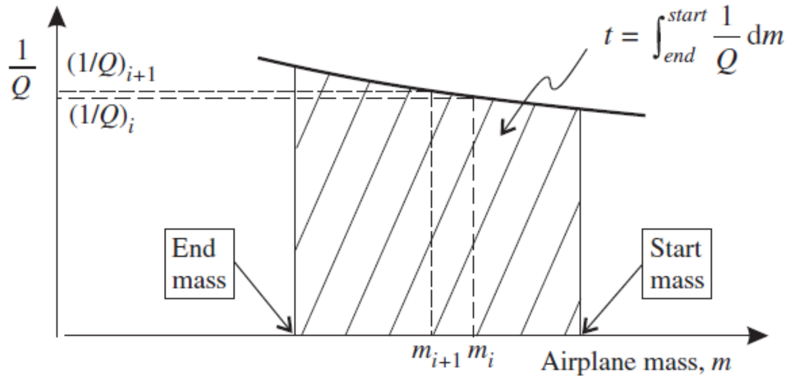
Como V_{maxP} aumenta com a altitude, a autonomia, para aeronaves com motor a pistão, será maximizada para altitudes menores. Por outro lado, a potência necessária para essas condições, corresponde a uma velocidade abaixo da velocidade de menor arrasto, portanto, para aeronaves a pistão, a condição de “back thrust” é a que resulta na máxima autonomia.

Voo nivelado

Regime de maior autonomia (Maximum Endurance)

Calculo numérico:





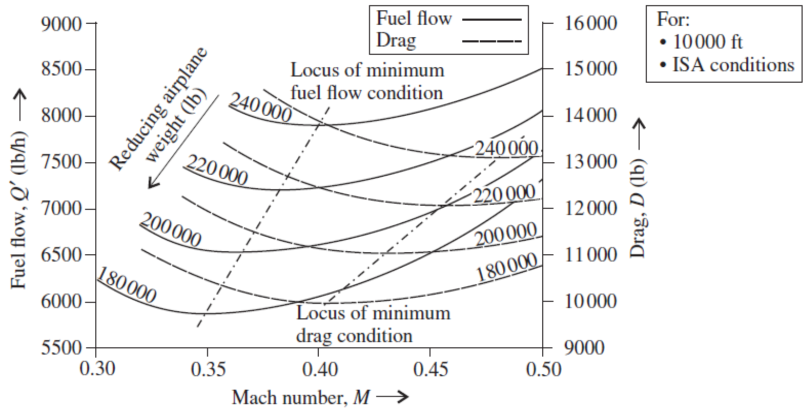
Voo nivelado

Regime de maior autonomia (Maximum Endurance)

$$t = \sum_{i=1}^{n} \left(\frac{1}{Q_i} + \frac{1}{Q_{i+1}} \right) \left(\frac{m_i - m_{i+1}}{2} \right) \qquad t = \sum_{i=1}^{n} \left(\frac{1}{Q'_i} + \frac{1}{Q'_{i+1}} \right) \left(\frac{W_i - W_{i+1}}{2} \right)$$

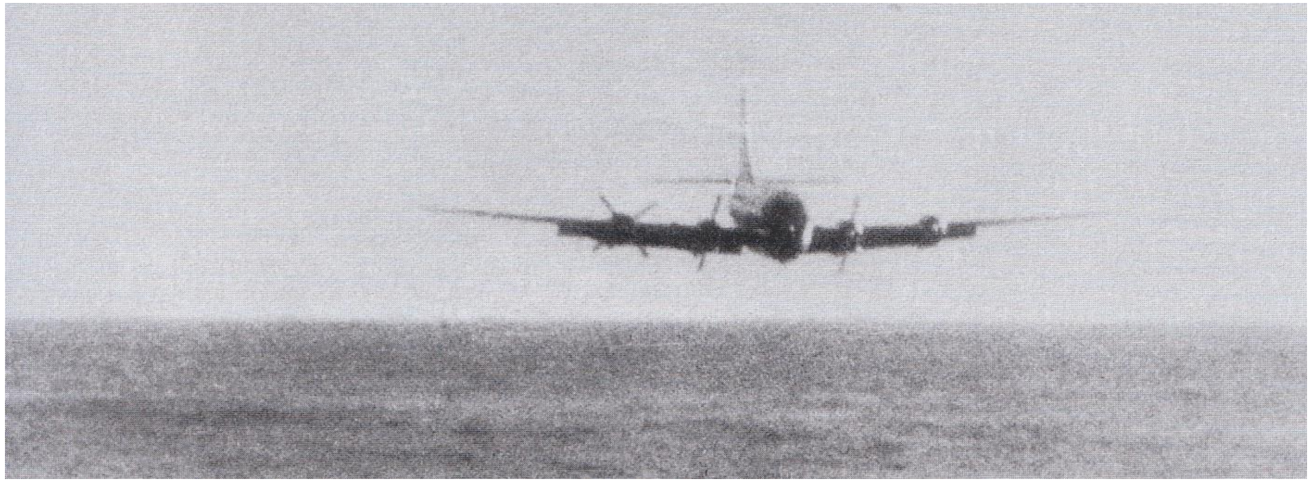
Exemplo: Jato, com peso inicial de 200000 lbs, 10000 ft, ISA M=0.32

Station	W (1000 lb)	W/δ (1000 lb)	C_L	C_D	D/δ (1000 lb)	Q' (lb/h)	Interval	Time (h)
1	200.0	290.8	0.697	0.0397	16.6	6553		
2	198.5	288.6	0.692	0.0394	16.4	6507	1–2	0.230
3	197.0	286.5	0.686	0.0391	16.3	6461	2–3	0.231
4	195.5	284.3	0.681	0.0387	16.2	6415	3–4	0.233
5	194.0	282.1	0.676	0.0384	16.0	6369	4–5	0.235
								Total: 0.929



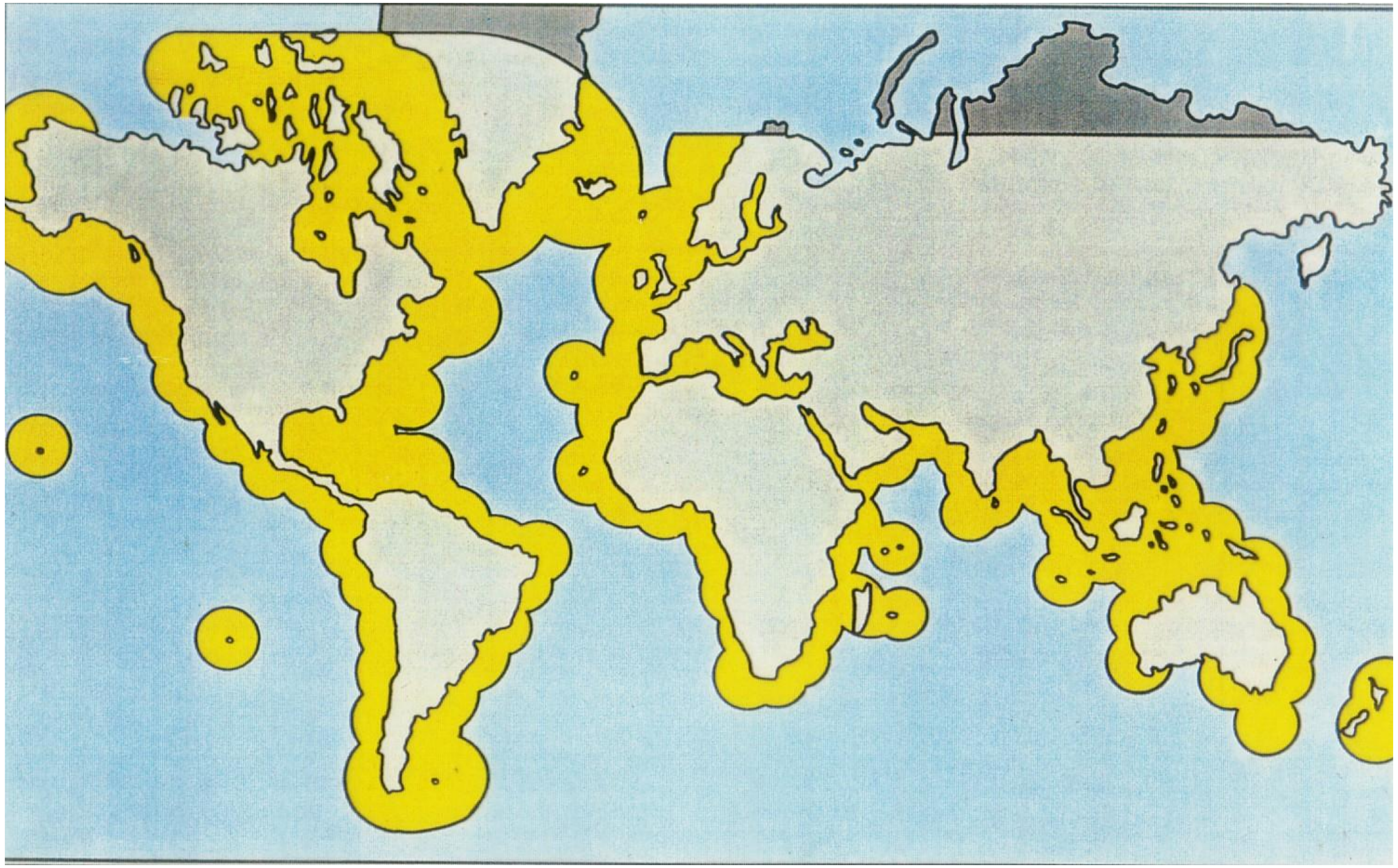
Voo nivelado

ETOPS



Voo nivelado

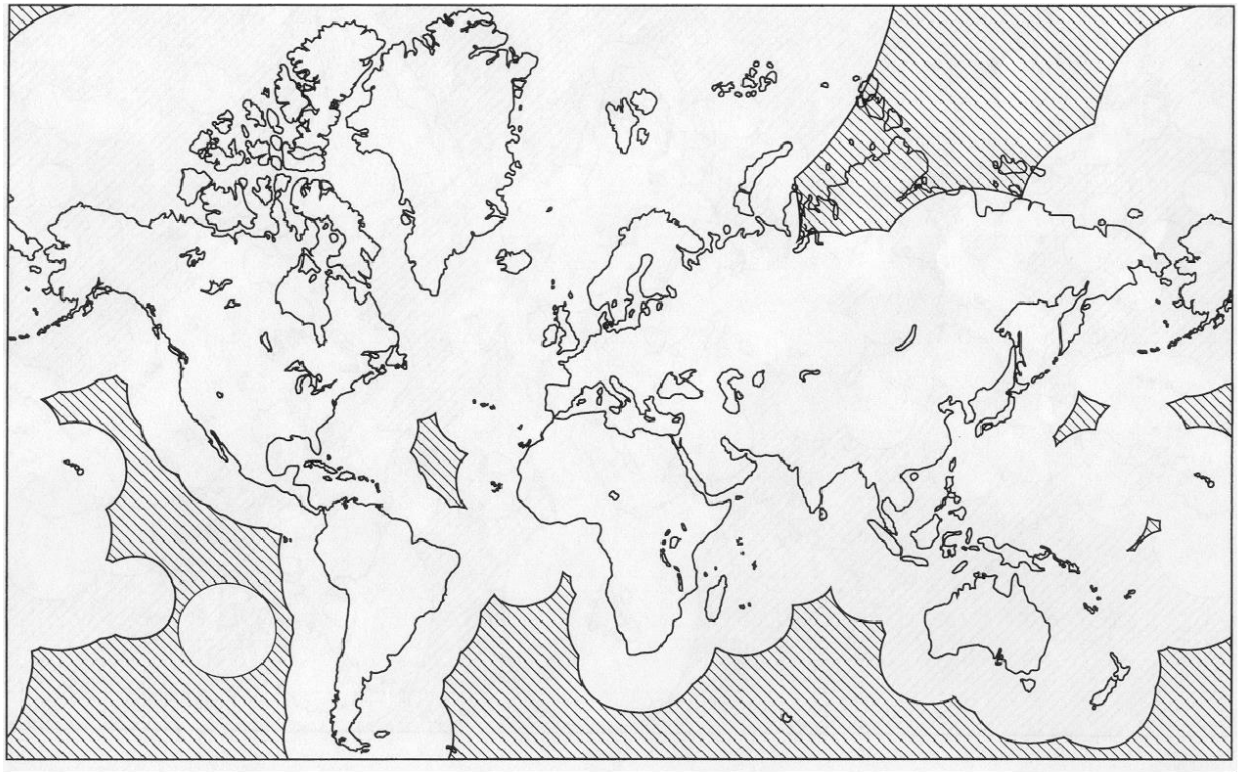
ETOPS



Limitação de voo monomotor na regra de uma hora.

Voo nivelado

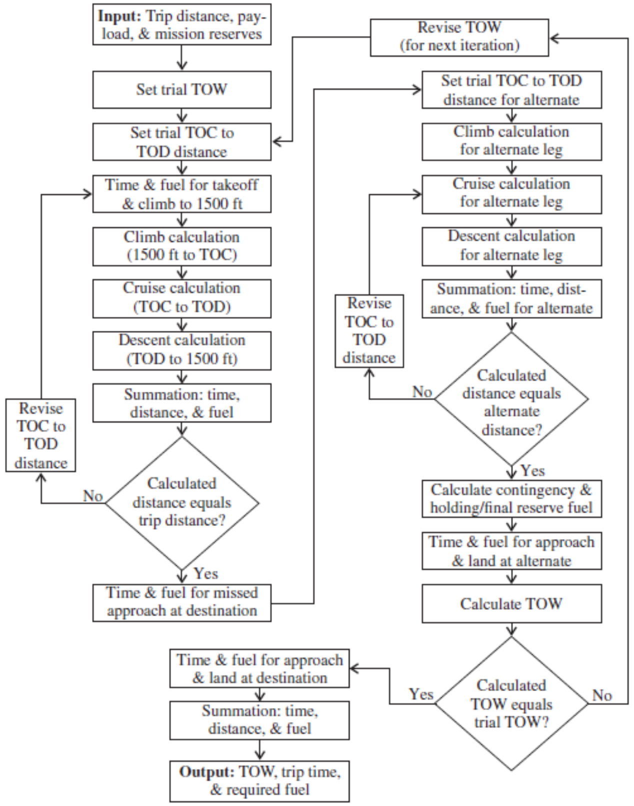
ETOPS



Limitação de voo monomotor na regra de 1h20.

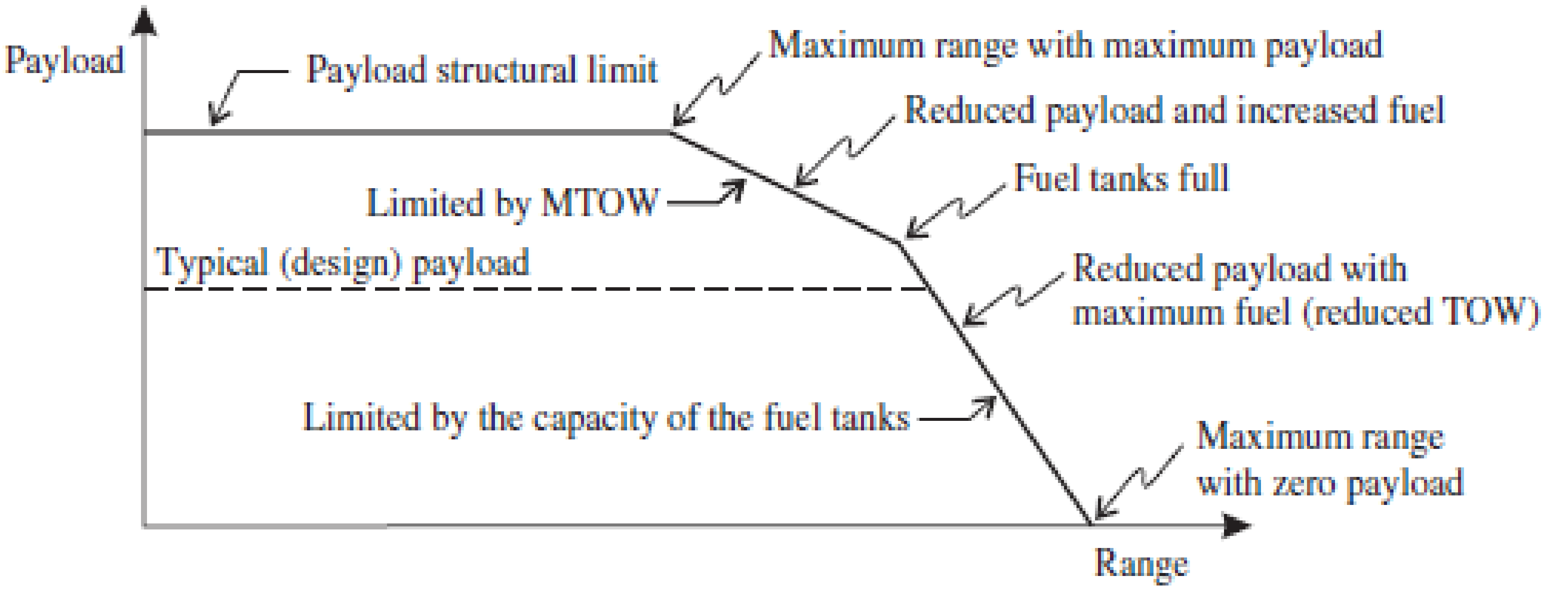
Voo nivelado

Estimativa de combustível.



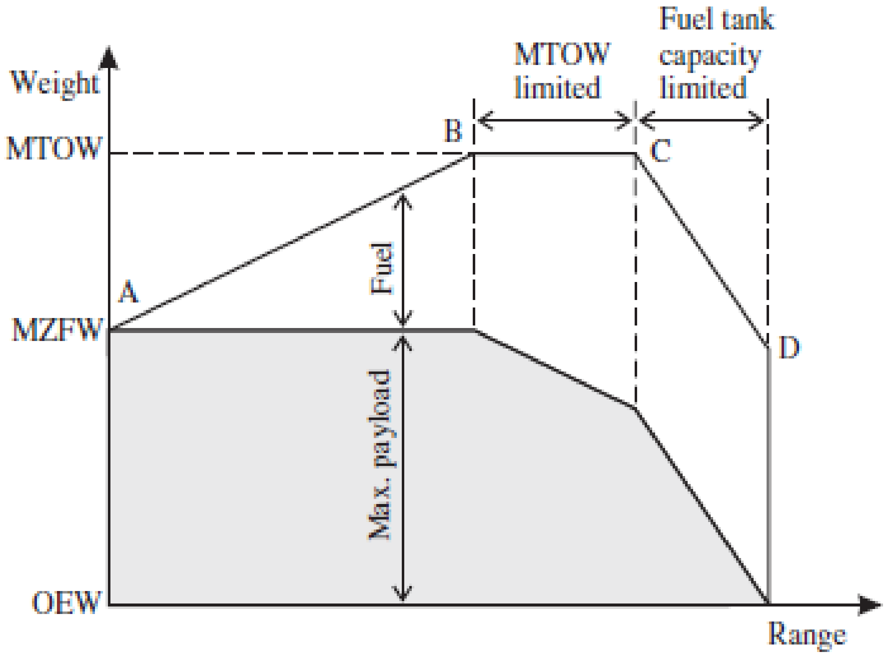
Voo nivelado

Payload vs. Range.



Voo nivelado

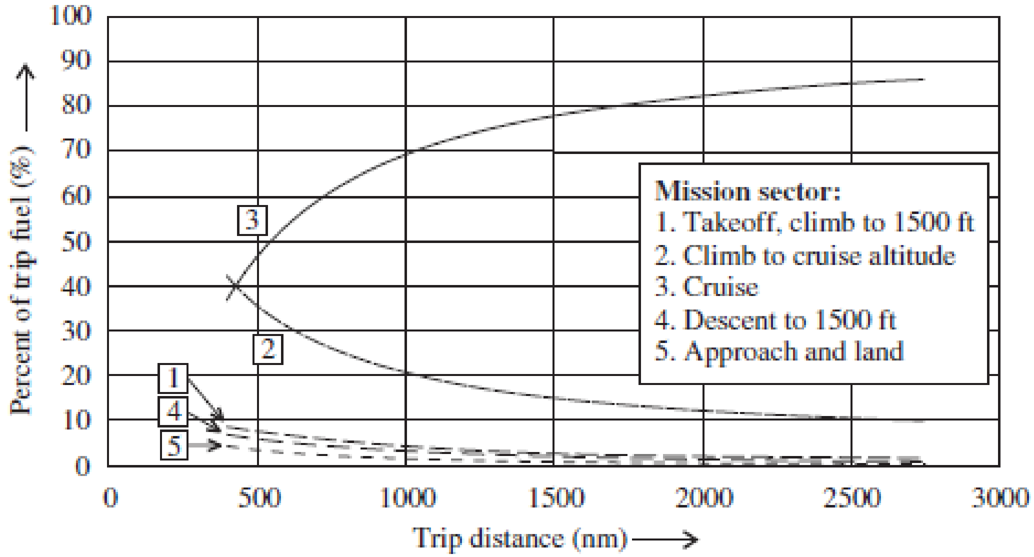
Payload vs. Range.



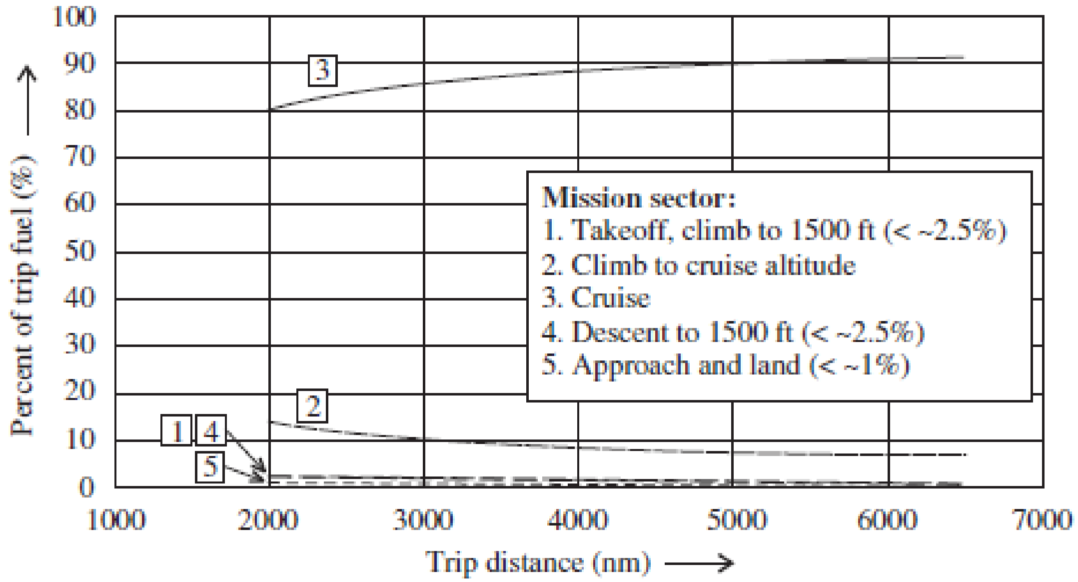
Voo nivelado

Combustível gasto por etapa.

Regional



Longo alcance



Voo nivelado

Exercício: Considere a seguinte aeronave:

```
AR=8.90;
e=0.85;
CD0 = 0.025;
CL_max = 1.7;
g = 9.81;
TOW = 450300; % N
Peso do combustível=130000; %N
Empuxo @ MSL = 92300; % N
S = 92.5;
TSFC = 0.85/3600;
```

Calcule a distância percorrida pela aeronave em um cruzeiro no FL 410 @ ISA-15, considerando LRC, supondo que o combustível para reserva são aproximadamente 12% do total, a aeronave gasta 10% para subir até esse nível de voo e 2% para descer para o destino.
Para essa mesma aeronave, qual o gasto de combustível para 20 min de espera a 10000 ft @ ISA+20 com peso inicial de correspondente a 90% do combustível consumido.