



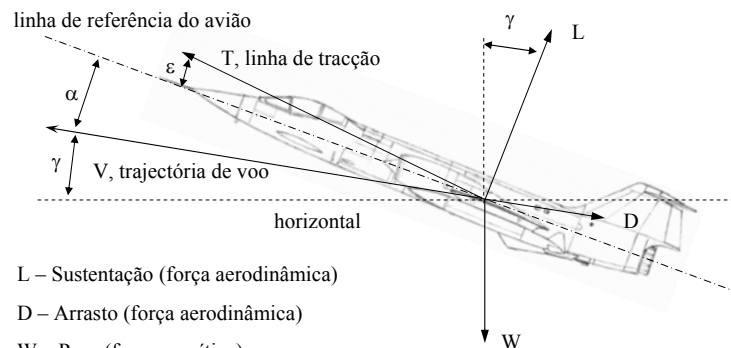
# Subida e Descida

Mecânica de Voo I – 7631  
2º Ano da Licenciatura em Engenharia Aeronáutica

Pedro V. Gamboa - 2008



## 1. Equações de Movimento



L – Sustentação (força aerodinâmica)

D – Arrasto (força aerodinâmica)

W – Peso (força gravítica)

T – Tracção (força propulsiva)

$\alpha$  – ângulo de ataque

$\gamma$  – ângulo de subida (ângulo da trajectória)

$\epsilon$  – inclinação da linha de tracção

Pedro V. Gamboa - 2008



## 1.1. Equações no Plano Vertical (1)

As equações de movimento completas no plano vertical, como já visto anteriormente, são:

- Na direcção da velocidade:

$$T \cos(\alpha + \varepsilon) - D - W \sin \gamma = m \frac{dV}{dt}$$

- Na direcção perpendicular à velocidade:

$$L + T \sin(\alpha + \varepsilon) - W \cos \gamma = m \frac{V^2}{r}$$

Se considerarmos o ângulo entre a linha de tracção do motor e a linha de referência da aeronave desprezável ( $\varepsilon \approx 0$ ), o ângulo de ataque também muito pequeno ( $\alpha \approx 0$ ), a velocidade constante ( $dV/dt=0$ ) e a trajectória rectilínea ( $r=\infty$ ), as equações do movimento simplificam-se.



## 1.1. Equações no Plano Vertical (2)

As equações de movimento passam a escrever-se na seguinte forma:

- Na direcção da velocidade:

$$T - D - W \sin \gamma = 0 \quad \Leftrightarrow \quad T - D = W \sin \gamma$$

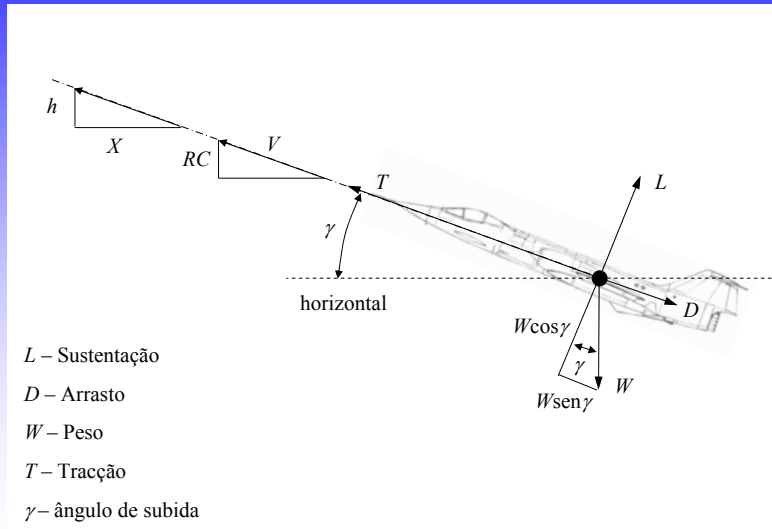
- Na direcção perpendicular à velocidade:

$$L - W \cos \gamma = 0 \quad \Leftrightarrow \quad L = W \cos \gamma \quad \Leftrightarrow \quad \frac{L}{W} = \cos \gamma = n$$

Estas são as equações de movimento para voo de subida ou descida com velocidade constante.



## 1.1. Equações no Plano Vertical (3)



Pedro V. Gamboa - 2008



## 1.1. Equações no Plano Vertical (4)

Da primeira equação tiramos o valor do ângulo de subida em função do excesso de tracção por unidade de peso disponibilizado pelo motor

$$\text{sen } \gamma = \frac{T - D}{W}$$

Da posição do avião na sua trajectória observa-se que a velocidade vertical, ou razão de subida, é obtida pelo produto da velocidade pelo seno do ângulo de subida. Assim, a razão de subida é igual ao excesso de potência por unidade de peso disponibilizada pelo motor

$$V_v = V \text{sen } \gamma = RC = \frac{dh}{dt} = \frac{TV - DV}{W}$$

Também se observa que a velocidade horizontal da aeronave é a projecção da velocidade no eixo paralelo à linha do horizonte, isto é

$$V_H = V \cos \gamma$$

Pedro V. Gamboa - 2008



## 1.1. Equações no Plano Vertical (5)

Outras equações que devem ser mencionadas são:

- Equação da tracção requerida

$$T_R = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{KW^2 \cos^2 \gamma}{(1/2) \rho V^2 S}$$

- Equação da potência requerida

$$P_R = T_R V = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D0} + \frac{KW^2 \cos^2 \gamma}{(1/2) \rho V S}$$

- Equação do consumo de combustível instantâneo

$$\frac{dW}{dt} = -cT$$

- Equação da eficiência aerodinâmica

$$E = \frac{L}{D} = \frac{W \cos \gamma}{T_R} = \frac{W}{T_R} \cos \gamma$$

Pedro V. Gamboa - 2008



## 1.1. Equações no Plano Vertical (6)

Assim, a expressão

$$\text{sen} \gamma = \frac{T}{W} - \frac{\cos \gamma}{E}$$

seria uma forma simples de, para uma dada velocidade, determinar o valor do ângulo de subida. Contudo, a solução seria iterativa. É oportuno lembrar que o ângulo de subida com velocidade constante é, normalmente, pequeno de modo que o seu coseno pode ser, sem perda de precisão, tomado como 1.

Por exemplo, um avião com  $T/W=0,3$  (valor alto para uma aeronave civil mesmo ao nível do mar) e com  $E_{\max}=18$ , teria um ângulo de subida máximo igual a  $\gamma = \arcsen(0,3-1/18)=14,15$  graus.

Resolvendo a equação iterativamente obtém-se  $\gamma=14,25$  graus (um erro de -0,7%).

Para  $T/W=0,5$  o valor aproximado de  $\gamma$  seria 26,3878 graus enquanto que o exacto seria 26,76925 graus (um erro de -1,4%).

Pedro V. Gamboa - 2008



## 1.1. Equações no Plano Vertical (7)

Assim, mesmo para valores do ângulo de subida próximos dos 30 graus, pode utilizar-se a equação mais simplificada, ou seja

$$\sin \gamma = \frac{T}{W} - \frac{1}{E}$$



## 2. Subida com o Maior Ângulo

Para calcular o maior ângulo de subida tem que se maximizar a seguinte expressão

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W}$$

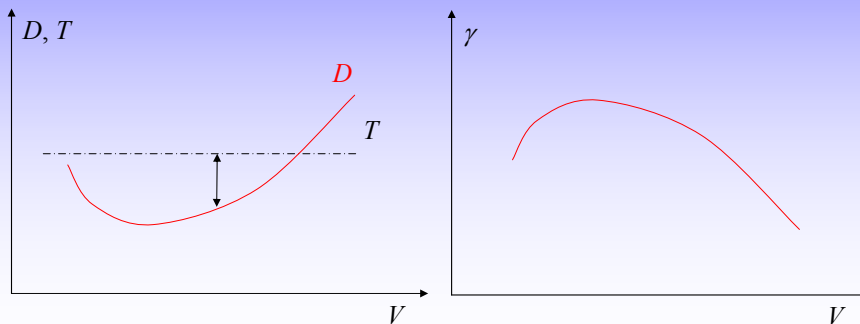


## 2.1. Avião a Jacto (1)

Para aviões turbojacto, onde  $T$  é aproximadamente constante pode usar-se

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W} = \frac{T}{W} - \frac{1}{E}$$

A tracção em excesso por unidade de peso pode ver-se nos gráficos



Pedro V. Gamboa - 2008



## 2.1. Avião a Jacto (2)

Para maximizar o ângulo de subida basta voar com a eficiência aerodinâmica máxima

$$(\sin \gamma)_{\max} = \frac{T}{W} - \frac{1}{E_{\max}}$$

onde ocorre a maior diferença entre  $T$  e  $D$ .

Nesta situação tem-se

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

e todos os parâmetros associados a esta situação.

Pedro V. Gamboa - 2008

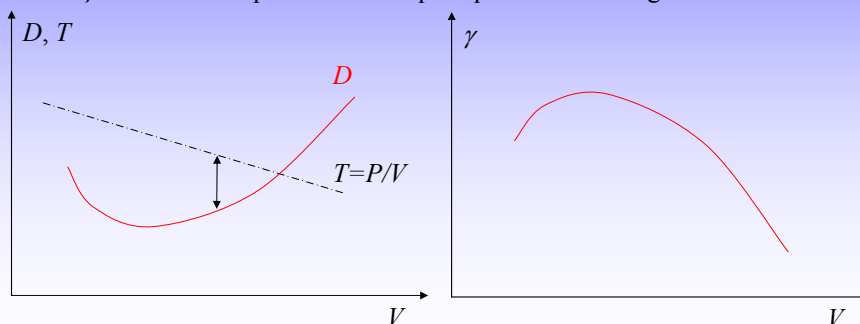


## 2.2. Avião a Hélice (1)

Para aviões a hélice, onde  $T$  é inversamente proporcional à velocidade pode usar-se

$$\text{sen} \gamma = \frac{T - D}{W} = \frac{P/V - D}{W}$$

A tracção em excesso por unidade de peso pode ver-se nos gráficos



Pedro V. Gamboa - 2008



## 2.1. Avião a Hélice (2)

Como  $P$  é constante, basta derivar o numerador em relação à velocidade e igualar a zero.

$$\frac{d}{dV} \left( \frac{P}{V} - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} - \frac{2KW^2}{\rho V^2 S} \right) = 0$$

Então

$$-\frac{P}{V^2} - \rho V S C_{D0} + \frac{4KW^2}{\rho V^3 S} = 0$$

$$-\rho V S P - \rho^2 V^4 S^2 C_{D0} + 4KW^2 = 0$$

$$V^4 + \frac{VP}{\rho S C_{D0}} - \frac{4KW^2}{\rho^2 S^2 C_{D0}} = 0$$

Pedro V. Gamboa - 2008



## 2.1. Avião a Hélice (3)

Uma solução aproximada desta equação pode ser obtida desprezando-se o termo de quarta ordem da velocidade (ver Hale e Andersen). Assim,

$$V_{\gamma \max} = \frac{4K(W/S)^2}{\rho(P/S)} = \frac{4K(W/S)^2}{\rho\eta_p(P_e/S)}$$

É preciso ter atenção pois esta velocidade pode ser inferior à velocidade de perda.



## 3. Subida Mais Rápida (1)

Para calcular a razão de subida máxima é necessário maximizar a seguinte expressão

$$RC = V \sin \gamma = \frac{TV - DV}{W}$$

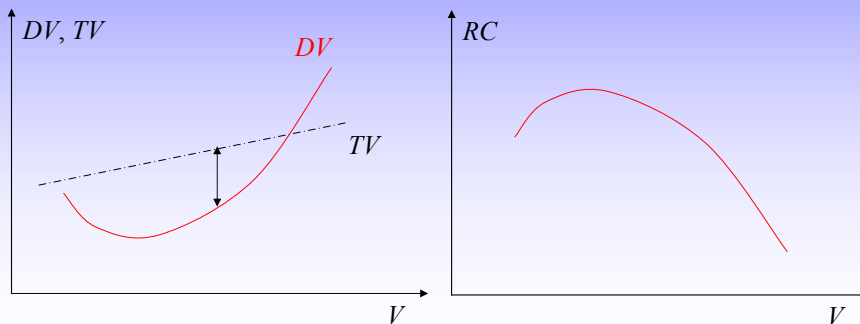


## 3.1. Avião a Jacto (1)

Para aviões turbojacto, onde  $T$  é aproximadamente constante pode usar-se

$$RC = \frac{TV - DV}{W}$$

A potência em excesso por unidade de peso pode ver-se nos gráficos



Pedro V. Gamboa - 2008



## 3.1. Avião a Jacto (2)

Como  $T$  é constante, basta derivar o numerador em relação à velocidade e igualar a zero.

$$\frac{d}{dV} \left( TV - \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D0} - \frac{2KW^2}{\rho V S} \right) = 0$$

Então

$$T - \frac{3}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V^2 S} = 0$$

$$\rho V^2 S T - \frac{3}{2} \rho^2 V^4 S^2 C_{D0} + 2KW^2 = 0$$

$$V^4 + \frac{2(T/S)}{3\rho C_{D0}} V^2 - \frac{4K(W/S)^2}{3\rho^2 C_{D0}} = 0$$

Pedro V. Gamboa - 2008



## 3.1. Avião a Jacto (3)

A solução da equação acima é dada por

$$V^2 = \frac{T/S}{3\rho C_{D0}} \pm \sqrt{\left(\frac{T/S}{3\rho C_{D0}}\right)^2 + \frac{4K(W/S)^2}{3\rho^2 C_{D0}}}$$

ou, tomando apenas a raiz positiva,

$$V^2 = \frac{T/S}{3\rho C_{D0}} \left( 1 + \sqrt{1 + \frac{12C_{D0}KW^2}{T^2}} \right) = \frac{T/S}{3\rho C_{D0}} \left( 1 + \sqrt{1 + \frac{3}{(E_{\max} T/W)^2}} \right)$$

porque

$$E_{\max} = \frac{1}{\sqrt{4KC_{D0}}}$$

e, finalmente

$$V_{RC\max} = \left[ \frac{T/S}{3\rho C_{D0}} \left( 1 + \sqrt{1 + \frac{3}{(E_{\max} T/W)^2}} \right) \right]^{1/2}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



## 3.1. Avião a Jacto (4)

Muitas vezes, na literatura, o termo entre parênteses é designado abreviadamente por  $\Gamma$  (Francis Hale). Is simplifica a escrita da equação da velocidade de subida mais rápida para o turbojacto

$$V_{RC\max} = \sqrt{\frac{T/S}{3\rho C_{D0}}} \Gamma$$

onde

$$\Gamma = 1 + \sqrt{1 + \frac{3}{(E_{\max} T/W)^2}}$$

Deve notar-se que o valor mais baixo de  $\Gamma$ , que poderia ocorrer ao nível do mar, é 2 e que valor mais alto, que poderia ocorrer no tecto máximo é 3. O valor 2 normalmente nunca é obtido. Por exemplo, ao nível do mar, com  $E_{\max}=18$  e  $T/W=0,3$  teríamos  $\Gamma=2,05$ .

Pedro V. Gamboa - 2008



## 3.1. Avião a Jacto (5)

A razão de subida máxima fica, então

$$RC_{\max} = \frac{TV_{RC\max} - D_{RC\max}V_{RC\max}}{W}$$

Onde o arrasto pode ser obtido da relação

$$D_{RC\max} = \frac{1}{2}\rho V_{RC\max}^2 SC_{D0} + \frac{KW^2 \cos^2 \gamma}{(1/2)\rho V_{RC\max}^2 S}$$

O ângulo de subida da razão de subida máxima seria dado por

$$(\sin \gamma)_{RC\max} = \frac{RC_{\max}}{V_{RC\max}} = \frac{T - D_{RC\max}}{W}$$

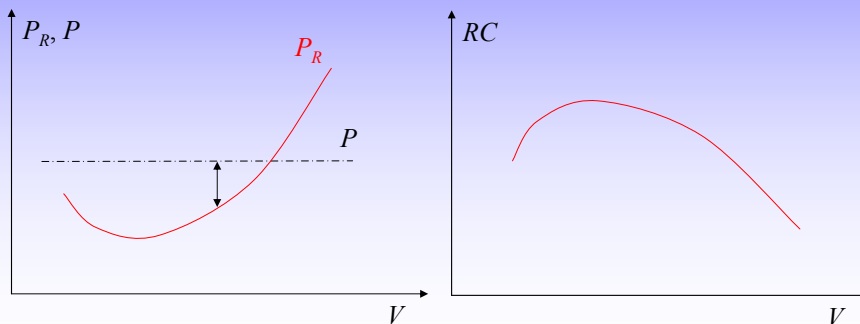


## 3.2. Avião a Hélice (1)

Para aviões a hélice, onde  $P$  é aproximadamente constante pode usar-se

$$RC = \frac{P - DV}{W} = \frac{\eta_P P_e - P_R}{W}$$

A potência em excesso por unidade de peso pode ver-se nos gráficos





## 3.2. Avião a Hélice (2)

A razão de subida máxima ocorre na condição de potência requerida mínima

$$RC_{\max} = \frac{\eta_P P_e}{W} - \frac{P_{R\min}}{W}$$

onde, como já é conhecido

$$C_{L,RC\max} = C_{L,PR\min} = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}$$

$$E_{RC\max} = 0,866 E_{\max}$$

e a velocidade é dada por

$$V_{RC\max} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho} \left( \frac{K}{3C_{D0}} \right)^{1/4}}$$

O ângulo de subida correspondente é dado por

$$(\sin \gamma)_{RC\max} = \frac{RC_{\max}}{V_{RC\max}} = \frac{\eta_P P_e / V_{RC\max}}{W} - \frac{1}{0,866 E_{\max}}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



## 4. Tempo de Subida (1)

A velocidade de subida é dada por

$$RC = \frac{dh}{dt}$$

de onde se pode obter

$$dt = \frac{dh}{RC}$$

Teoricamente, o cálculo do tempo de subida poderia ser obtido através da integração da equação diferencial mostrada acima. No entanto, o valor da razão de subida não pode ser expresso como uma função analítica da altitude e, por isso, o cálculo do tempo de subida tem que ser feito numericamente, em intervalos de tempo, usando-se valores médios de RC para cada intervalo de tempo. Assim

$$\Delta t = \frac{\Delta h}{RC}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



## 4. Tempo de Subida (2)

Evidentemente, o tempo total da subida seria obtido pela soma dos tempos de todos os intervalos,  $n$ , em que a altitude tenha sido dividida.

$$t = \sum_{i=1}^n \Delta t_i$$

Notar que, à medida que a altitude aumenta e a potência disponível diminui, o tempo para subir um dado  $\Delta h$  aumenta.



### 4.1. Aproximação Logarítmica (1)

A razão de subida máxima varia, geralmente, de forma aproximadamente linear com a altitude. Assim, pode obter-se o tempo de subida de uma forma mais simples, numa primeira aproximação, através da integração analítica. Colocando

$$RC = a + bh$$

onde  $a$  e  $b$  são constantes, tem-se

$$dt = \frac{dh}{RC} = \frac{dh}{a + bh}$$

Integrando entre  $h_1$  e  $h_2$ , obtém-se

$$t = \frac{1}{b} \ln(a + bh) \Big|_{h_1}^{h_2} = \frac{1}{b} \ln \left( \frac{a + bh_2}{a + bh_1} \right)$$

ou

$$t = \frac{h_2 - h_1}{RC_2 - RC_1} \ln \left( \frac{RC_2}{RC_1} \right)$$



## 4.1. Aproximação Logarítmica (2)

Esta forma de obter o tempo de subida é designada por aproximação logarítmica. Não convém esquecer que a sua precisão depende do comportamento linear da razão de subida com a altitude. Ela também pode ser aplicada a qualquer outro tipo de subida desde que se compreenda que ela é tanto mais precisa quanto mais linear for a variação da razão de subida com a altitude.



## 4.2. Correção Devido à Variação de $V$

A velocidade de subida mais rápida aumenta com a altitude. Assim, o tempo de subida obtido usando uma equação em que se considerou a velocidade constante fica menor do que realmente deveria ser pois parte da energia disponível tem que ser usada para aumentar a velocidade. Mais tarde, ao estudarmos o método da energia esta situação ficará mais clara. Por enquanto, é conveniente notar que existe um factor de correcção para o tempo de subida que pode ser expresso como

$$f_{cor} = 1 + \frac{1}{2g} \frac{\Delta V^2}{\Delta h}$$

Assim o tempo de subida fica, após a correcção,

$$t_{cor} = t_{cal} \left( 1 + \frac{1}{2g} \frac{\Delta V^2}{\Delta h} \right)$$



## 4.3. Combustível Gasto na Subida

Sabido que o consumo instantâneo é

$$\frac{dW}{dt} = -cT = \frac{dW}{dh} RC$$

o combustível gasto na subida pode ser calculado da seguinte forma

$$\Delta W = -cT_{med} \Delta t = -\frac{cT_{med}}{RC_{med}} \Delta h$$



## 4.4. Distância Percorrida na Subida

Sabido que o alcance instantâneo é

$$\frac{dX}{dt} = V_H = V \cos \gamma = \frac{dX}{dh} RC = \frac{1}{\tan \gamma}$$

A distância percorrida durante a subida pode ser calculada da seguinte forma

$$\Delta X = V_{Hmed} \Delta t = V \cos \gamma \Delta t = \frac{V_{Hmed}}{RC_{med}} \Delta h = \frac{\Delta h}{(\tan \gamma)_{med}}$$



## 5. Algumas Definições de Tecto (1)

- Tecto Máximo:  
É a altitude na qual a razão de subida máxima é nula, num voo com velocidade constante (Anderson, Hale, Ojha).
- Tecto de Serviço:  
Altitude na qual a razão de subida máxima é igual a 100pés/min (0,51m/s), num voo de velocidade constante. É, na prática, o limite superior para voos nivelados com velocidade constante (Anderson, Hale, Ojha).
- Tecto de Desempenho:  
Altitude na qual a razão de subida máxima é igual a 150pés/min (0,76m/s), num voo de velocidade constante.
- Tecto de Cruzeiro:  
Altitude na qual a razão de subida máxima é igual a 300pés/min (1,52m/s), num voo de velocidade constante (Hale).
- Tecto Operacional:  
Altitude na qual a razão de subida máxima é igual a 500pés/min (2,54m/s), num voo de velocidade constante (Ojha).

Pedro V. Gamboa - 2008



## 6. Voo de Descida (1)

Todas as equações que se aplicam ao voo de subida com velocidade constante também se aplicam ao voo de descida com velocidade constante. Basta que a tracção disponível seja inferior à tracção requerida para que tenhamos um ângulo de subida negativo, o que significa que a aeronave está em voo de descida. Do mesmo modo, uma aeronave que tenha uma potência disponível menor que a potência requerida estará com uma razão de subida negativa ( $dh/dt < 0$ ), o que significa que a aeronave está em voo de descida.

Razão de descida,  $RD$ , é por definição a altitude que a aeronave perde por unidade de tempo. Assim, se  $dh/dt$  for negativo a  $RD$  será positiva. Do mesmo modo, uma razão de subida for negativa implica uma razão de descida positiva. Consequentemente, a equação do ângulo de descida pode ser expressa por

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W} = \frac{T}{W} - \frac{\cos \gamma}{E}$$

ou, para pequenos  $\gamma$

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W} = \frac{T}{W} - \frac{1}{E}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



## 6. Voo de Descida (2)

A razão de descida, que é igual a  $-dh/dt$ , é dada por

$$RD = -\frac{dh}{dt} = -V \sin \gamma = -\frac{TV - DV}{W}$$

No caso de  $dh/dt$  ser negativo a razão de descida é positiva e, assim, a aeronave encontra-se a descer. Se  $dh/dt$  for positivo então a aeronave está a subir e  $RD$  é negativa, o que não tem significado físico.



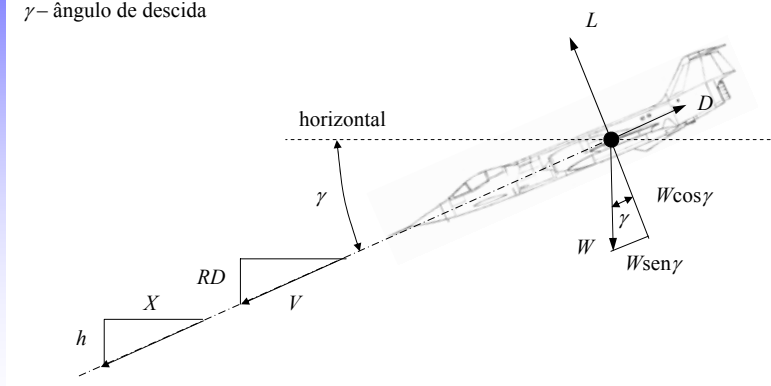
### 6.1. Descida sem Motor

$L$  – Sustentação

$D$  – Arrasto

$W$  – Peso

$\gamma$  – ângulo de descida





## 6.2. Voo Planado

No caso particular em que  $T$  é igual a zero, a aeronave está em voo planado e as equações seguintes aplicam-se:

$$\sin \gamma = -\frac{D}{W}$$

na direcção da velocidade e

$$\cos \gamma = \frac{L}{W}$$

Na direcção perpendicular à velocidade.

Dividindo a primeira equação pela segunda obtém-se

$$\tan \gamma = \frac{1}{E}$$

que é a relação para o ângulo de planeio. Veja-se que o ângulo de planeio é negativo pois convencionou-se positivo para o voo de subida.



## 6.3. Ângulo de Descida Mínimo

Da equação do ângulo de descida observa-se que o ângulo mínimo de descida ocorre quando o voo é realizado em condições de  $E_{\max}$ . Assim,

$$\tan \gamma_{\min} = -\frac{1}{E_{\max}}$$

A velocidade correspondente é dada por

$$V_{\gamma \min} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho} \left( \frac{K}{C_{D0}} \right)^{1/4}}$$



## 6.4. Alcance em Voo Planado

O alcance por unidade de altitude perdida é obtido através de

$$\frac{dX}{dh} = \frac{1}{\tan \gamma}$$

Usando a relação do ângulo de planeio obtém-se

$$dX = \frac{dh}{\tan \gamma} = -E dh$$

Deve observar-se que o ângulo de descida depende unicamente no inverso de  $E$  sendo, portanto, constante para um voo com  $E$  constante. Assim, é fácil notar que o alcance nessas condições é dado por

$$X = X_2 - X_1 = \frac{h_2 - h_1}{\tan \gamma} = -E(h_2 - h_1)$$



## 6.5. Alcance Máximo em Voo Planado

Num voo planado com  $E$  constante, o alcance máximo é obtido quando o ângulo de descida é mínimo, ou seja nas condições de voo de  $E_{\max}$ . Assim, pode escrever-se

$$X_{br} = -E_{\max}(h_2 - h_1)$$

A velocidade de maior alcance num voo planado é a velocidade de  $E_{\max}$ , ou seja

$$V_{br} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho} \left( \frac{K}{C_{D0}} \right)^{1/4}} = \frac{V_{br,nm}}{\sqrt{\sigma}}$$



## 6.6. Razão de Descida

A variação da altitude com o tempo é dada por

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma = -\frac{DV}{W}$$

Para ângulos de descida pequenos, onde  $L \approx W$ , tem-se

$$\frac{dh}{dt} = -\frac{V}{E}$$

e a razão de descida é dada por

$$RD = \frac{V}{E}$$



## 6.7. Razão de Descida Mínima

A razão de descida mínima corresponde às condições em que  $V/E$  é mínimo, ou em que  $E/V$  é máximo, o que ocorre, conforme visto anteriormente, para as condições de potência requerida mínima. Logo

$$RD_{\min} = \frac{V_{P\min}}{E_{P\min}}$$

onde

$$V_{P\min} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho} \left( \frac{K}{3C_{D0}} \right)^{1/4}} = \frac{V_{P\min, nm}}{\sqrt{\sigma}}$$

e

$$E_{P\min} = 0,866 E_{\max}$$

Assim,

$$RD_{\min} = \frac{V_{P\min, nm}}{0,866 E_{\max} \sqrt{\sigma}}$$



## 6.8. Tempo de Descida (1)

O tempo de planeio pode ser obtido através da relação

$$dt = \frac{dh}{dh/dt} = -\frac{dh}{RD} = -\frac{E}{V} dh$$

fazendo uma integração numérica com intervalos de altitude e somando as parcelas dos tempos parciais obtidos. Assim,

$$t = \sum \Delta t = \sum -\frac{E}{V} \Delta h$$

Se a descida for realizada com  $C_L$  constante então, além da opção numérica, pode ter-se também uma solução analítica aproximada pela relação logarítmica já vista no caso da subida. Alternativamente, pode usar-se uma aproximação da variação de  $\sigma$  com a altitude:

Uma vez que a velocidade é dada por

$$V = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_0 \sigma C_L}} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_0 C_L}} \frac{1}{\sqrt{\sigma}} = \frac{V_{nm}}{\sqrt{\sigma}}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



## 6.9. Tempo de Descida (2)

o tempo de descida pode ser obtido analiticamente através da relação

$$t = -\frac{E}{V_{nm}} \int_{h_1}^{h_2} \sqrt{\sigma} dh$$

De acordo com Ojha e Hale uma boa aproximação para  $\sigma$  na Troposfera é dada por

$$\sigma = \exp\left(-\frac{h}{\beta}\right)$$

onde  $\beta=9296\text{m}$  para  $h \leq 11000\text{m}$ . Com esta aproximação o tempo de descida com  $C_L$  constante, dentro da troposfera, pode ser representado por

$$t = -\frac{E}{V_{nm}} \int_{h_1}^{h_2} e^{\frac{h}{2\beta}} dh = \frac{2\beta E}{V_{nm}} \int_{h_1}^{h_2} e^{\frac{h}{2\beta}} d\left(-\frac{h}{2\beta}\right)$$

ou

$$t = \frac{2\beta E}{V_{nm}} \left( e^{\frac{h_2}{2\beta}} - e^{\frac{h_1}{2\beta}} \right)$$

Pedro V. Gamboa - 2008



## 6.9. Tempo de Descida (3)

- Tempo de descida de maior alcance com  $C_L$  constante

$$t_{br} = \frac{2\beta E_{\max}}{V_{br,nm}} \left( e^{\frac{h_2}{2\beta}} - e^{\frac{h_1}{2\beta}} \right)$$

- Tempo de descida de maior autonomia com  $C_L$  constante

$$t_{be} = \frac{2\beta E_{be}}{V_{be,nm}} \left( e^{\frac{h_2}{2\beta}} - e^{\frac{h_1}{2\beta}} \right)$$