



Voo Nivelado - Avião a Hélice

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

Pedro V. Gamboa - 2008



2. Voo de Cruzeiro

De modo a prosseguir o estudo analítico do desempenho, é conveniente separar as aeronaves por tipo de motor com o seu respectivo modelo matemático. No caso particular de motores com hélice é realista, para hélices de velocidade constante, a aproximação da potência não variar com a velocidade e variar em função da altitude e da posição do acelerador, isto é, para o motor,

$$P_e = P_{e,0} \delta \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right) = P_{e,0} \delta \sigma$$

na sua forma mais simples. Ou para o sistema propulsivo

$$P = \eta_p P_{e,0} \delta \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right) = \eta_p P_{e,0} \delta \sigma$$

Nos mesmos motores também se considera o consumo específico constante para efeitos de análise preliminares

$$c' = \text{const}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



2.1. Potência Requerida e Disponível

A potência requerida, P_R , é igual ao arrasto multiplicado pela velocidade de voo, DV . Logo

$$P_R = DV = \frac{1}{2} \rho V^3 SC_{D0} + \frac{2Kn^2W^2}{\rho VS}$$

A potência disponível, P_A , é dada pela equação do modelo do motor. No voo de cruzeiro a potência disponível tem que ser igual à potência requerida para que a velocidade de voo seja constante e o factor de carga, n , é um pois $L=W$. Assim

$$P_A = \frac{1}{2} \rho V^3 SC_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho VS}$$

Note-se que a potência disponível também é dada por

$$P_A = P = \eta_p P_{e,0} \delta \sigma$$



2.2. Velocidade em Voo Nivelado

A equação acima tem que ser resolvida iterativamente para valores de V , uma vez que não tem solução analítica. Alternativamente, pode obter-se a velocidade de voo graficamente.

No caso em que a tracção disponível não é afectada pela velocidade pode resolver-se a equação em ordem à velocidade. Logo

$$\frac{1}{2} \rho SC_{D0} V^4 - PV + \frac{2KW^2}{\rho S} = 0$$

Rearranjando

$$V^4 - \frac{2}{\rho C_{D0}} \left(\frac{P}{W} \right) \left(\frac{W}{S} \right) V + \frac{4K}{\rho^2 C_{D0}} \left(\frac{W}{S} \right)^2 = 0$$

ou em função da potência do motor

$$V^4 - \frac{2\eta_p}{\rho C_{D0}} \left(\frac{P_e}{W} \right) \left(\frac{W}{S} \right) V + \frac{4K}{\rho^2 C_{D0}} \left(\frac{W}{S} \right)^2 = 0$$



2.3. Velocidades Máxima e Mínima (1)

Quando, na equação acima, a potência máxima disponível do motor é utilizada obtém-se a velocidade máxima ou mínima da aeronave para o peso e altitude de voo.

$$V_m^4 - \frac{2\eta_p}{\rho C_{D0}} \left(\frac{P_{e, \max, h}}{W} \right) \left(\frac{W}{S} \right) V_m + \frac{4K}{\rho^2 C_{D0}} \left(\frac{W}{S} \right)^2 = 0$$

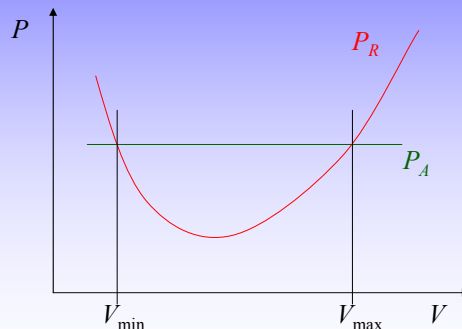
Esta equação tem quatro raízes mas apenas duas são usadas.

A solução maior corresponde à velocidade máxima e a menor à velocidade mínima. É necessário assegurar que velocidade máxima é inferior à velocidade de Mach divergente e à velocidade máxima estrutural da aeronave e que a velocidade mínima é superior à velocidade de perda.



2.4. Velocidades Máxima e Mínima (2)

Graficamente, as velocidades máxima e mínima podem ser determinadas da seguinte forma:





2.5. Tecto Máximo (1)

O tecto máximo de uma aeronave, h_c , é a altitude máxima que a aeronave pode atingir com o motor a produzir a potência máxima. Como será visto mais tarde, o tecto máximo também pode ser visto como a altitude em que a razão de subida da aeronave com potência máxima é nula. Outra interpretação é que o tecto máximo da aeronave é a altitude em que $V_{max,h}$ é igual à velocidade de potência mínima. Assim, o tecto máximo para um dado peso pode ser obtido através da condição de $P_{R,min}$ da curva P_R em função de V com os motores da aeronave produzindo a potência máxima para a altitude em questão

$$\eta_p P_{e,max,h} = P_{R,min}$$

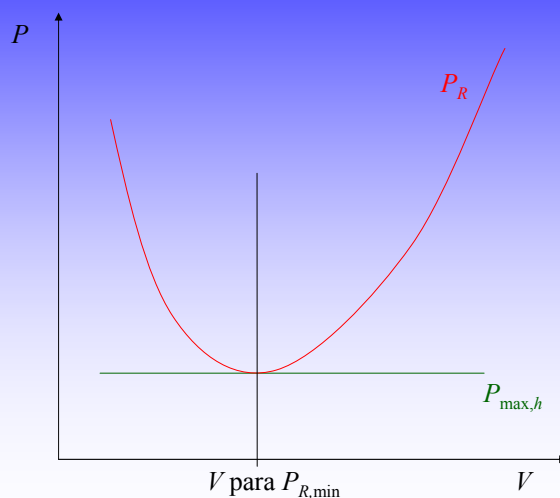
A potência requerida mínima é dada por

$$P_{R,min} = W \frac{V_{min P}}{E_{min P}} = \frac{W}{E_{min P}} \sqrt{\frac{2}{\rho C_{L,min P}} \left(\frac{W}{S} \right)} = \frac{W}{0,866 E_{max}} \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{K}{3C_{D0}} \right)^{\frac{1}{4}}}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



2.5. Tecto Máximo (2)



Pedro V. Gamboa - 2008



2.5. Tecto Máximo (3)

Como já vimos a potência máxima no eixo é dada, para motores aspirados, por

$$P_{e,\max} = P_{e,0} \sigma$$

ou, para motores com turbo-compressor, por

$$P_{e,\max} = P_{e,0} \quad \text{para} \quad h \leq h_{cr}$$

$$P_{e,\max} = P_{e,0} \frac{\sigma}{\sigma_{cr}} \quad \text{para} \quad h > h_{cr}$$

Assim, o tecto máximo pode ser encontrado através das seguintes equações

$$\sigma_c = \left(\frac{W}{\eta_p P_{e,0}} \frac{V_{\min P,nm}}{0,866 E_{\max}} \right)^{\frac{2}{3}} \Rightarrow h_c \quad \text{para motores aspirados}$$

$$\sigma_c = \left(\frac{W}{\eta_p P_{e,0}} \frac{V_{\min P,nm}}{0,866 E_{\max}} \sigma_{cr} \right)^{\frac{2}{3}} \Rightarrow h_c \quad \text{para motores turbo-comprimidos}$$



2.5. Tecto Máximo (4)

A determinação de σ_c permite encontrar a altitude correspondente através da resolução das equações da densidade na atmosfera ISA em ordem à altitude ou através de tabelas.



2.6. Tecto para P menor que P_{max}

Analogamente ao que foi feito para o tecto máximo da aeronave, pode definir-se o tecto para uma determinada potência inferior à máxima. Assim

$$\sigma_{c,Pe} = \left(\frac{W}{\eta_p P_e} \frac{V_{\min P,nm}}{0,866 E_{\max}} \right)^{\frac{2}{3}} \Rightarrow h_c \quad \text{para motores aspirados}$$

$$\sigma_{c,Pe} = \left(\frac{W}{\eta_p P_e} \frac{V_{\min P,nm}}{0,866 E_{\max}} \sigma_{cr} \right)^{\frac{2}{3}} \Rightarrow h_c \quad \text{para motores turbo - comprimidos}$$



2.7. Programas de Voo

A integração numérica de cada uma das formas da equação do alcance específico permite conhecer a distância que a aeronave pode voar com uma determinada quantidade de combustível. A integração analítica é também possível desde que se considere alguns parâmetros inalterados durante o voo de cruzeiro. O mais natural seria considerar, em primeiro lugar, que a altitude e a velocidade são constantes. Este programa de voo, por exemplo, é designado de programa de cruzeiro com h e V constantes. Existem 3 programas de voo que têm solução analítica:

- Programa h - V ;
- Programa V - C_L ;
- Programa h - C_L .



2.8. Alcance (1)

Podemos visualizar o alcance de uma aeronave a hélice a partir da equação básica do alcance específico

$$dX = -\frac{V}{cT} dW$$

Substituindo o valor do consumo específico de tracção, c , pelo consumo específico de potência, c' , cuja relação com c é $c = (V/\eta_p)c'$, obtém-se

$$dX = -\frac{\eta_p}{c'T} dW$$

Tendo em conta que no voo nivelado se tem $T=D$, $L=W$ e que $E=L/W$, pode escrever-se a equação do alcance específico como

$$dX = -\frac{\eta_p E}{c'} \frac{dW}{W}$$



2.8. Alcance (2)

Outra forma de escrever o alcance específico é

$$dX = -\frac{V}{c'P_e} dW = -\frac{\eta_p V}{c'P} dW = -\frac{\eta_p}{c'T} dW = -\frac{\eta_p E}{c'} \frac{dW}{W}$$

Substituindo nesta expressão $E=C_L/C_D$ obtém-se

$$dX = -\frac{\eta_p}{c'} \frac{C_L}{C_D} \frac{dW}{W}$$



2.8.1. Alcance no Programa h - V

Este caso é o mais complicado de analisar analiticamente.

Neste programa de voo de cruzeiro, para mantermos a velocidade constante, e sendo a altitude também constante, o valor de C_L tem que variar proporcionalmente com a variação do peso da aeronave.

Fazendo uma análise idêntica à realizada para o alcance do avião a jacto obtém-se, para o alcance (ver Hale)

$$X_{h-V} = \frac{2\eta_p E_{\max}}{c'} \arctg \left[\frac{E_1 \zeta}{2E_{\max} (1 - KE_1 C_{L1} \zeta)} \right]$$

onde E_1 é a razão de planeio no início do cruzeiro (C_{L1}/C_{D1}) e $E_{\max}$ é a razão de planeio máxima dada por

$$E_{\max} = (4C_{D0}K)^{-1/2}$$



2.8.2. Alcance no Programa V - C_L

Nesta programa de voo de cruzeiro, a velocidade e o coeficiente de sustentação permanecem constantes durante todo o voo. A equação do alcance específico adequada para a integração analítica é

$$dX = -\frac{\eta_p E}{c'} \frac{dW}{W}$$

a qual pode ser facilmente resolvida em

$$X_{V-C_L} = -\frac{\eta_p E}{c'} (\ln W_2 - \ln W_1)$$

ou

$$X_{V-C_L} = \frac{\eta_p E}{c'} \ln \frac{W_1}{W_2} = \frac{\eta_p E}{c'} \ln \left(\frac{1}{1-\zeta} \right)$$



2.8.3. Alcance no Programa $h-C_L$

Nesta programa de voo de cruzeiro, a altitude e o coeficiente de sustentação permanecem constantes durante todo o voo. A equação do alcance específico adequada para a integração analítica é

$$dX = -\frac{\eta_p E}{c'} \frac{dW}{W}$$

a qual pode ser facilmente resolvida, como anteriormente, em

$$X_{V-C_L} = \frac{\eta_p E}{c'} \ln\left(\frac{1}{1-\zeta}\right)$$



2.9. Autonomia

O tempo de voo de uma aeronave a hélice pode obter-se a partir da equação básica da autonomia específica

$$dt = -\frac{1}{cT} dW$$

Do mesmo modo que foi feito para o alcance específico, substituindo o consumo específico de tracção, c , pelo consumo específico de potência, c' , obtém-se

$$dt = -\frac{\eta_p}{c'VT} dW = -\frac{\eta_p}{c'P} \frac{dW}{W}$$

Tendo em conta as equações que governam o voo nivelado, $T=D$ e $L=W$ e $E=L/W$, podemos escrever a equação da autonomia específica como

$$dt = -\frac{\eta_p}{c'} \frac{E}{V} \frac{dW}{W} = -\frac{1}{c'P_e} \frac{dW}{W}$$



2.9.1. Autonomia no Programa $h-V$

No caso particular deste de voo de cruzeiro, a integração pode ser evitada desde que se utilize a relação do alcance dividida pela velocidade que é constante. Assim,

$$t_{h-V} = \frac{X_{h-V}}{V}$$

o que resulta em

$$t_{h-V} \cong \frac{2\eta_p E_{\max}}{c'V} \arctg \left[\frac{E_1 \zeta}{2E_{\max} (1 - KE_1 C_{L1} \zeta)} \right]$$



2.9.2. Autonomia no Programa $V-C_L$

Nesta programa de voo de cruzeiro, o C_L é constante logo o valor de E também é constante. Por outro lado, a velocidade também é constante, pelo que, para se obter a duração do voo, basta dividir o alcance pela velocidade. Assim

$$t_{V-C_L} = \frac{\eta_p}{c'} \frac{E}{V} \ln \left(\frac{1}{1 - \zeta} \right)$$



2.9.3. Autonomia no Programa $h-C_L$ (1)

Neste programa de voo é necessário integrar a autonomia específica para obter o tempo de voo, uma vez que a velocidade não é constante. Assim, usando

$$dt = -\frac{\eta_p}{c'} \frac{E}{V} \frac{dW}{W}$$

e substituindo para

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho C_L} \frac{W}{S}}$$

obtém-se

$$dt = -\frac{\eta_p E}{c'} \frac{V_1}{V_1 V} \frac{dW}{W} = -\frac{\eta_p E}{c' V_1} \sqrt{\frac{W_1}{W}} \frac{dW}{W} = -\frac{\eta_p E \sqrt{W_1}}{c' V_1} \frac{dW}{W^{3/2}}$$



2.9.3. Autonomia no Programa $h-C_L$ (2)

Integrando esta equação entre um ponto 1 e um ponto 2 no cruzeiro obtém-se

$$t_{h-C_L} = -\frac{\eta_p E \sqrt{W_1}}{c' V_1} \left(\frac{W_2^{-1/2} - W_1^{-1/2}}{-1/2} \right)$$

e finalmente

$$t_{h-C_L} = \frac{2\eta_p E}{c' V_1} \left(\frac{1 - \sqrt{1 - \zeta}}{\sqrt{1 - \zeta}} \right)$$

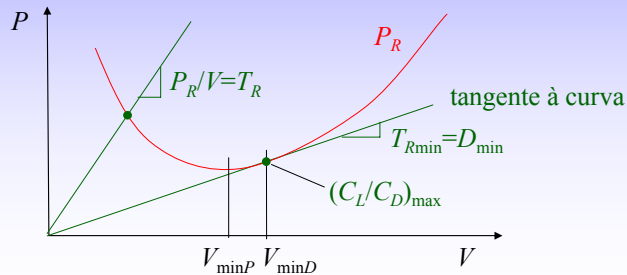


2.10. Optimização do Alcance (1)

Da relação do alcance específico,

$$dX = -\frac{\eta_p E}{c'} \frac{dW}{W}$$

pode ver-se que o alcance é maximizado, desde que c' seja constante, quando E tem o seu valor máximo. Esta situação corresponde ao valor máximo de C_L/C_D que ocorre no ponto da tangente do diagrama P_R em função de V .



Pedro V. Gamboa - 2008



2.10. Optimização do Alcance (2)

Para maximizar o alcance temos, então, que maximizar E .

Assim, E é máximo quando C_L/C_D é máximo ou C_D/C_L é mínimo. Para obter o valor de C_L para C_D/C_L mínimo deriva-se este último em ordem a C_L e iguala-se a zero.

$$\frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_D}{C_L} \right) = \frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_{D0} + KC_L^2}{C_L} \right) = \frac{d}{dC_L} (C_{D0}C_L^{-1} + KC_L) = 0$$

Então

$$-C_{D0}C_L^{-2} + K = 0$$

o que dá

$$C_{L,br} = C_{L,min D} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

e

$$C_{D,br} = C_{D,min} = 2C_{D0}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



2.10. Optimização do Alcance (3)

Agora, substituindo estes resultados nas expressões de V e E obtém-se

$$V_{br} = V_{\min D} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_0 \sigma C_{Lbr}}} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \sigma} \left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{K}{C_{D0}} \right)^{1/4}}$$

e

$$E_{br} = E_{\max} = \frac{C_{Lbr}}{C_{D0} + KC_{Lbr}^2} = \sqrt{\frac{1}{4KC_{D0}}} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D0}}}$$



2.10.1. Alcance Máximo Programa h - V (1)

Da equação do alcance deste programa de cruzeiro

$$X_{h-V} \cong \frac{2\eta_p E_{\max}}{c'} \arctg \left[\frac{E_1 \zeta}{2E_{\max} (1 - KE_1 C_{L1} \zeta)} \right]$$

verifica-se que a maximização de E não maximiza necessariamente o alcance devido à função do arco tangente. No entanto, se considerarmos o valor de E_1 correspondente a E de maior alcance, temos uma aproximação da maximização do alcance neste programa de voo.

$$X_{br, h-V} \cong \frac{2\eta_p E_{\max}}{c'} \arctg \left[\frac{\zeta}{2(1 - KE_{\max} C_{LE \max} \zeta)} \right]$$

onde o índice br indica “best range” (máximo alcance).

Consultar os livros de Hale e Ojha para derivação destes resultados.



2.10.1. Alcance Máximo Programa $h-V$ (2)

O resultado anterior pode ser simplificado para

$$X_{br,h-V} \cong \frac{2\eta_p E_{\max}}{c'} \operatorname{arctg}\left(\frac{\zeta}{2-\zeta}\right)$$

O tempo de voo, como a velocidade é constante, é obtido dividindo o alcance pela velocidade

$$t_{br,h-V} \cong \frac{2\eta_p E_{\max}}{c' V_{br}} \operatorname{arctg}\left(\frac{\zeta}{2-\zeta}\right)$$



2.10.2. Alcance Máximo Programa $V-C_L$

O alcance neste programa de voo é dado por

$$X_{V-C_L} = \frac{\eta_p E}{c'} \ln\left(\frac{1}{1-\zeta}\right)$$

Para maximizar o alcance temos, então, que maximizar E , obtendo-se

$$X_{br,V-C_L} = \frac{\eta_p E_{\max}}{c'} \ln\left(\frac{1}{1-\zeta}\right)$$

O tempo de voo, nesta situação, é dado por

$$t_{br,V-C_L} = \frac{\eta_p E_{\max}}{c' V_{\min D}} \ln\left(\frac{1}{1-\zeta}\right)$$



2.10.3. Alcance Máximo Programa $h-C_L$

O alcance máximo neste programa de voo é igual ao alcance máximo do programa $V-C_L$. Assim,

$$X_{br,h-C_L} = \frac{\eta_p E_{\max}}{c'} \ln \left(\frac{1}{1-\zeta} \right)$$

O tempo de voo neste cruzeiro é

$$t_{br,h-C_L} = \frac{2\eta_p E_{\max}}{c' V_{1,br}} \left(\frac{1 - \sqrt{1-\zeta}}{\sqrt{1-\zeta}} \right)$$

lembrando que

$$V_{1,br} = V_{\min D} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \sigma} \left(\frac{W_1}{S} \right) \left(\frac{K}{C_{D0}} \right)^{1/4}}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



2.10.4. Nota sobre o Alcance

É comum realizar o voo de cruzeiro do avião a hélice nas condições de voo que correspondem a 75% da potência disponível máxima. Economiza-se tempo, o que é importante para os passageiros e para a manutenção, sem agravar muito o consumo de combustível. Estas condições correspondem a uma velocidade, normalmente, superior à velocidade de maior alcance.

Anderson refere o trabalho de Bernard Carson que mostra que o voo de um avião a hélice deve ser feito para minimizar a relação entre o combustível gasto em cruzeiro e a velocidade (nas condições da tangente de um diagrama de D em função de V – idêntico ao avião a jacto). Nestas condições tem-se

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \sigma} \left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{3K}{C_{D0}} \right)^{1/4}} \quad \text{- velocidade de Carson}$$

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{3K}}$$

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

Pedro V. Gamboa - 2008

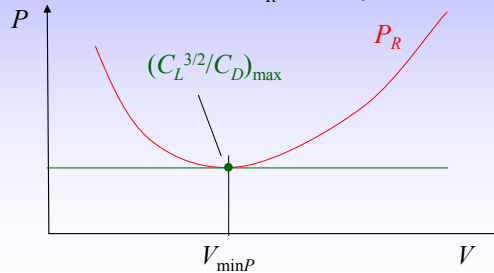


2.11. Optimização da Autonomia (1)

Da equação da autonomia específica,

$$dt = -\frac{\eta_p}{c'} \frac{E}{V} \frac{dW}{W} = -\frac{1}{c'} \frac{dW}{P} \frac{W}{W}$$

pode ver-se que a autonomia é maximizada, desde que c' seja constante, quando a razão entre a razão de planeio e a velocidade, E/V , tem o seu valor máximo. Esta situação corresponde ao valor máximo de $C_L^{3/2}/C_D$ que ocorre no ponto de potência requerida mínima da curva P_R em função de V .



Pedro V. Gamboa - 2008



2.11. Optimização da Autonomia (2)

Para maximizar a autonomia temos que maximizar E/V . Sendo

$$V = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_0 \sigma C_L}} \quad \text{e} \quad E = \frac{C_L}{C_D}$$

logo

$$E/V = \sqrt{\frac{\rho_0 \sigma}{2W/S}} \frac{C_L^{3/2}}{C_D}$$

Para maximizar a autonomia temos que maximizar E/V . Assim, E/V é máximo quando $C_D/C_L^{3/2}$ é mínimo. Para obter o valor de C_L para $C_D/C_L^{3/2}$ mínimo deriva-se este último em ordem a C_L e iguala-se a zero.

$$\frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) = \frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_{D0} + KC_L^2}{C_L^{3/2}} \right) = \frac{d}{dC_L} (C_{D0} C_L^{-3/2} + KC_L^{1/2}) = 0$$

Pedro V. Gamboa - 2008



2.11. Optimização da Autonomia (3)

Então

$$-\frac{3}{2}C_{D0}C_L^{-5/2} + \frac{1}{2}KC_L^{-1/2} = 0$$

o que dá

$$C_{L,be} = C_{L,\min P} = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}$$

e

$$C_{D,be} = C_{D\min P} = 4C_{D0}$$



2.11. Optimização da Autonomia (3)

Agora, substituindo estes resultados nas expressões de V e de E obtém-se

$$V_{be} = V_{\min P} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_0 \sigma C_{L\min P}}} = \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \sigma} \left(\frac{W}{S} \right) \left(\frac{K}{3C_{D0}} \right)^{1/4}}$$

e

$$E_{be} = E_{\min P} = \frac{C_{L\min P}}{C_{D0} + KC_{L\min P}^2} = \sqrt{\frac{3}{16KC_{D0}}}$$



2.11.1. Autonomia Máxima Programa $h-V$

Da equação da autonomia deste programa de cruzeiro

$$t_{h-V} \cong \frac{2\eta_p E_{\max}}{c'V} \operatorname{arctg} \left[\frac{E_1 \zeta}{2E_{\max} (1 - KE_1 C_{L1} \zeta)} \right]$$

verifica-se que a maximização de E_1 não maximiza necessariamente o alcance devido à função do arco tangente. No entanto, se considerarmos o valor de E_1 correspondente a E de maior autonomia (corresponde a $E_{\min P}$), temos uma aproximação da maximização da autonomia neste programa de voo.

$$t_{h-V} \cong \frac{2\eta_p E_{\max}}{c'V} \operatorname{arctg} \left[\frac{E_{\min P} \zeta}{2E_{\max} (1 - KE_{\min P} C_{L, \min P} \zeta)} \right]$$

Este resultado pode ser simplificado para

$$t_{br, h-V} \cong \frac{2\eta_p E_{\max}}{c'V_{be}} \operatorname{arctg} \left[\frac{0,433\zeta}{1 - 0,75\zeta} \right]$$

Pedro V. Gamboa - 2008



2.11.2. Autonomia Máxima Programa $V-C_L$

Integrando a equação da autonomia específica obtém-se a autonomia, como visto anteriormente, como sendo

$$t_{V-C_L} = \frac{\eta_p}{c'} \frac{E}{V} \ln \left(\frac{1}{1-\zeta} \right)$$

Para maximizar a autonomia temos que maximizar E/V , logo a autonomia máxima fica

$$t_{be, V-C_L} = \frac{\eta_p}{c'} \frac{0,866 E_{\max}}{V_{be}} \ln \left(\frac{1}{1-\zeta} \right)$$

Pedro V. Gamboa - 2008



2.11.3. Autonomia Máxima Programa $h-C_L$

Integrando a equação da autonomia específica obtém-se a autonomia, como visto anteriormente, como sendo

$$t_{h-C_L} = \frac{\eta_p E \sqrt{W_1}}{c' V_1} \left(\frac{1 - \sqrt{1 - \zeta}}{\sqrt{1 - \zeta}} \right)$$

Para maximizar a autonomia temos que maximizar E/V_1 , logo a autonomia máxima fica

$$t_{be, h-C_L} = \frac{2 \times 0,866 \eta_p E_{\max}}{c' V_{1,be}} \left(\frac{1 - \sqrt{1 - \zeta}}{\sqrt{1 - \zeta}} \right)$$

Pedro V. Gamboa - 2008



2.12. Conclusões

Duas conclusões muito importantes acerca do alcance e autonomia máximos podem ser retiradas:

1. O alcance máximo é independente da altitude de voo. É claro que quanto mais alto for o voo, maior é a velocidade e, consequentemente, menor será o tempo de voo;
2. A autonomia máxima é inversamente proporcional à velocidade. Isto significa que quanto menor for o valor de V_{be} , o que acontece em altitudes mais baixas, maior será o tempo de voo. Para máxima autonomia deve, portanto, voar-se em altitudes o mais baixas possível.

Pedro V. Gamboa - 2008