



AB-701 Aula de Exercícios I*

Flávio Ribeiro / `flaviocr@ita.br`
Mauricio Morales / `morales@ita.br`

2017

Objetivo



Figura 1: Pouso de planador na competição de 2008 em Lüsse, Alemanha.

O objetivo desta aula prática começar a usar o MATLAB para aplicações de mecânica do voo. Inicialmente, você criará a tabela que relaciona

*Material originalmente preparado pelo Prof. Flávio Silvestre

uma atmosfera real (dadas a temperatura de operação e a altitude-pressão da atmosfera real onde a aeronave opera) com a atmosfera ISA em termos de densidade, através do conceito de altitude-densidade. O exercício servirá para fixar os conceitos vistos em sala.

A seguir, como motivação do próximo tema, programaremos a simulação das equações do movimento longitudinal da aeronave segundo a aproximação ponto-massa, usada para as aplicações de desempenho. A primeira simulação abordada é a mais simples no estudo do desempenho: o planeio. Neste caso, a aeronave não possui motor (caso de um planador), ou o mesmo está desligado (moto-planador com motor desligado, ou aeronave com perda total dos motores). Para o planeio, os dois casos de interesse, do ponto de vista do desempenho, são:

- máximo alcance: distância horizontal percorrida;
- máxima autonomia: tempo de voo.

Exercício 1

Para criar a tabela que relaciona a atmosfera real com a atmosfera ISA em termos de altitude-densidade, dadas a temperatura e a altitude-pressão, comece criando a função de atmosfera padrão (ISA), da forma:

$$[\rho, T, p] = \text{atmosferaISA} (H)$$

A seguir, discuta em grupo, com base no material do curso, como criar o referido gráfico.

Exercício 2

Considere um planador biplace com as seguintes características:

- massa (sem passageiros, nem tanques de água): 200kg
- massa do piloto: 100kg
- massa do co-piloto: 90kg
- modelo aerodinâmico:

$$\begin{aligned}\text{sustentação: } L &= \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \\ \text{arrasto: } D &= \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D\end{aligned}$$

- polar de arrasto

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2$$

$$- C_{D0} = 0,015$$

$$- k = 0,025$$

- área de referência (área da asa): $S = 16\text{m}^2$

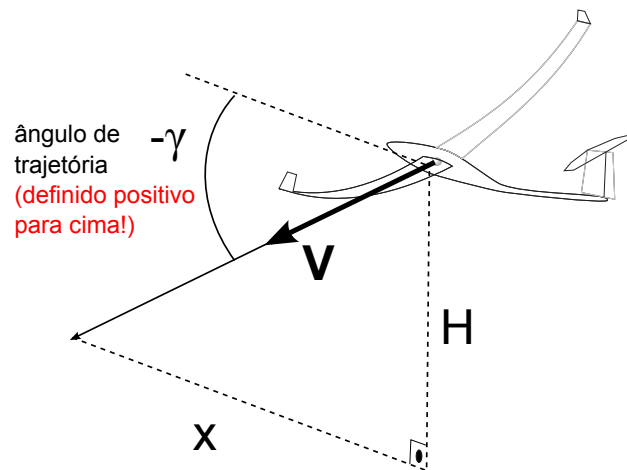


Figura 2: Esquema do voo planado

As equações que governam o movimento longitudinal da aeronave segundo a aproximação ponto-massa, na ausência de força propulsiva, são dadas por (você verá em breve nas aulas teóricas):

$$\dot{V} = \frac{-D - mg \sin \gamma}{m}$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L - mg \cos \gamma}{mV}$$

$$\dot{H} = V \sin \gamma$$

$$\dot{x} = V \cos \gamma$$

onde:

- V [m/s] é a velocidade da aeronave em relação à massa de ar, TAS (estamos considerando que a atmosfera está em repouso);
- γ [rad] é o ângulo de trajetória (ângulo entre o vetor velocidade e o horizonte, positivo para cima);
- H [m] é a altura da aeronave em relação ao solo;
- x [m] é o deslocamento horizontal da aeronave.

A aeronave foi abandonada pelo rebocador a 2000m em relação ao solo, em um terreno que está em nível do mar. Considere a aceleração da gravidade g valendo $9,8\text{m/s}^2$.

Pedem-se:

(A) Considere a aeronave voando em atmosfera padrão (ISA). A condição de voo é dada pelo coeficiente de sustentação:

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

Resolva o sistema de equações para o voo planado na condição acima utilizando a função `ode45` do MATLAB. Para os **valores iniciais** da velocidade e do ângulo de trajetória adote:

$$V_{\text{inicial}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S}} \frac{1}{(C_L^2 + C_D^2)^{1/4}}$$

$$\gamma_{\text{inicial}} = -\arctan\left(\frac{1}{E}\right)$$

onde E é a chamada eficiência aerodinâmica da aeronave, dada por:

$$E = \frac{C_L}{C_D}$$

Forneça um gráfico da altura da aeronave *versus* a distância horizontal percorrida nesta situação. **Não se esqueça de apontar no gráfico os nomes dos eixos bem como as unidades!** Forneça também um gráfico contendo as velocidades verdadeira e indicada, em m/s, *versus* tempo - considere erro de posição nulo e fator $f = 1$ entre CAS e EAS. **Não se esqueça**

de indicar a legenda! Quando elas são iguais?

Determine o alcance [km] e a autonomia [min] do planador para a condição fornecida. Para a determinação do alcance e da autonomia, considere a função `interp1` de interpolação do MATLAB.

(B) Considere as seguintes situações de voo:

- $C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}}$ (# 1)
- $C_L = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{k}}$ (# 2)
- $C_L = 0,5$ (# 3)
- $C_L = 1,0$ (# 4)
- $C_L = 1,4$ (# 5)

Para cada condição acima, em atmosfera ISA, preencha a tabela abaixo:

#	C_L	$E = \frac{C_L}{C_D}$	V_{inicial} [m/s]	γ_{inicial} [°]	Alcance [km]	Autonomia [min]
1						
2						
⋮						
5						

Qual a condição de máxima autonomia? Qual a condição de máximo alcance?

(C) Mostre como os parâmetros acima se alteram (máxima autonomia e máximo alcance) se a aeronave opera em atmosfera ISA + 20C.