

# CONTROLO DA ORIENTAÇÃO DE UM MÍSIL (**BRIEFING**)

CONTROLO PROPORCIONAL / PILOTO AUTOMÁTICO DE 3 LOOP'S

## Fundamentos para orientação de um míssil

O objetivo do controlo é a interseção entre o míssil e o alvo. O que o sistema de controlo orientação faz é assegurar que o míssil aponta na direção correta.

Temos diversos tipos de controlo de orientação:

- **Pursuit Guidance;**  
A mais simples, o míssil aponta sempre na direção do alvo sem calcular qualquer possível ponto de interseção.
- **Proportional Navigation;**  
Navegação Proporcional, o mais utilizado e o tipo de controlo de orientação utilizado neste projeto.
- **LQ-Optimal Guidance;**  
É análogo ao *LQR Controller Design* e é o sistema de controlo de orientação mais recente.
- **Q-Kappa Guidance.**  
É o tipo de controlo mais complexo e com maior precisão.

Vamos ignorar a dinâmica do **missile seeker**, o *missile seeker* é usado para determinar a posição do alvo e o ângulo de trajetória de voo (*flight-path angle*). Existem diferentes tipos de *seekers*, laser, semi-active homing, passive homing, IR-homing ...

Nesta simulação vamos ter apenas em consideração o próprio míssil e as suas equações de movimento.

## Fases de voo de um míssil

Existem 4 fases de voo de um míssil:

- Lançamento;
- Meio curso;
- Fase terminal;
- Interseção.

Estas quatro fases ocorrem sempre que lançamos um míssil direcionado para um certo alvo. Em cada fase o míssil comporta-se de forma diferente e tem parâmetros diferentes para atingir.

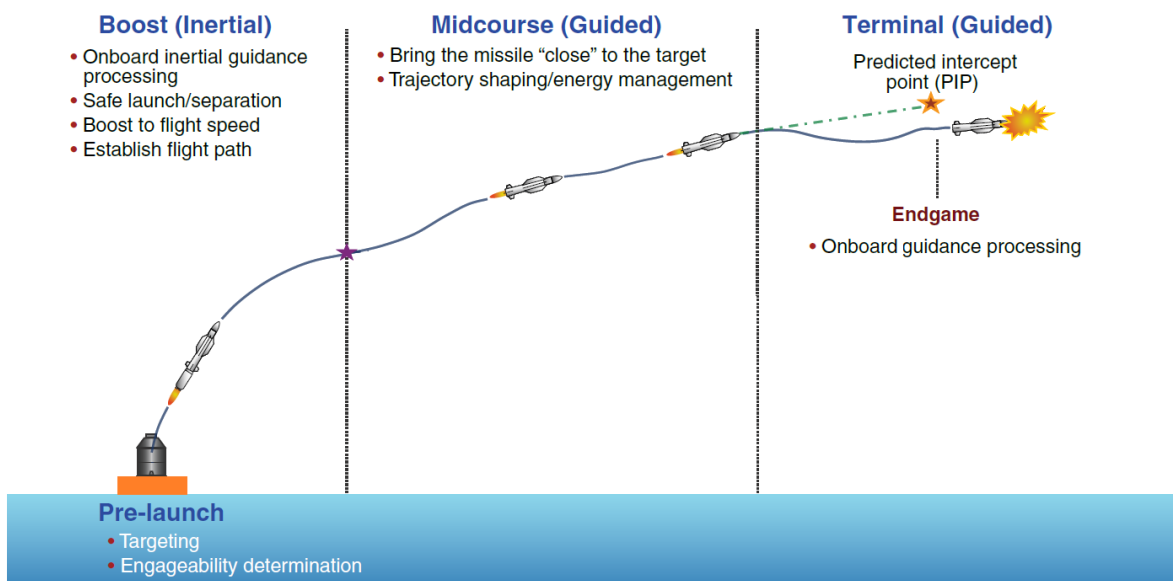
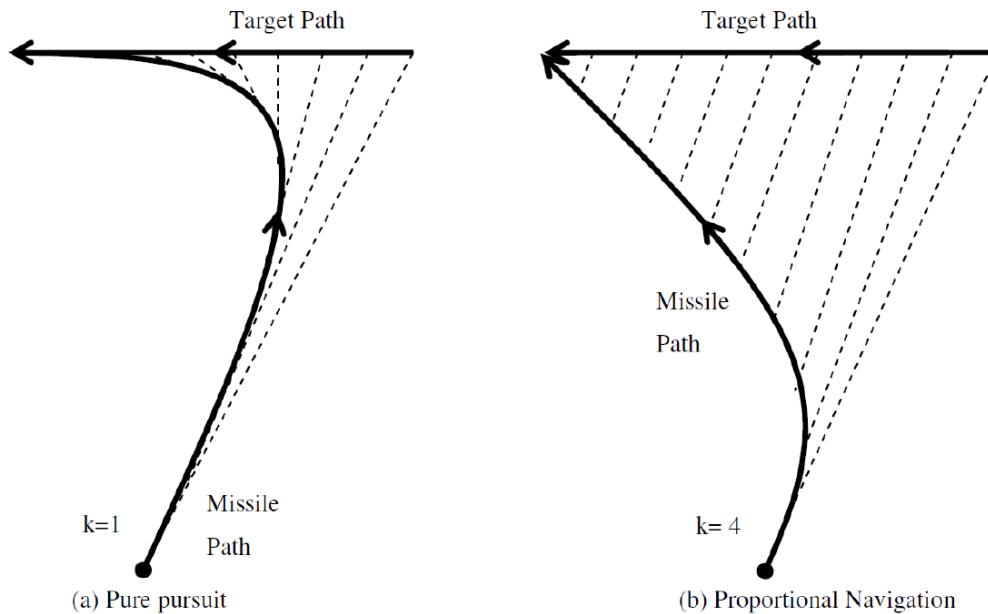


Figura 1- Ilustração de algumas fases de voo de um míssil.

### Perseguição Pura vs. Navegação Proporcional

Na seguinte figura podemos observar a diferença entre Perseguição Pura e Navegação Proporcional.



Em Perseguição Pura o míssil aponta sempre para o alvo, mas em Navegação Proporcional, como podemos observar, é previsto um ponto de interseção entre o míssil e o alvo. Obtendo um tempo de colusão mais reduzido, uma distância percorrida mais curta e evita mudanças repentinas na direção do míssil.

### Sistema Matemático

Para o nosso sistema vamos utilizar um sistema a duas dimensões (2D) ilustrado na seguinte figura.

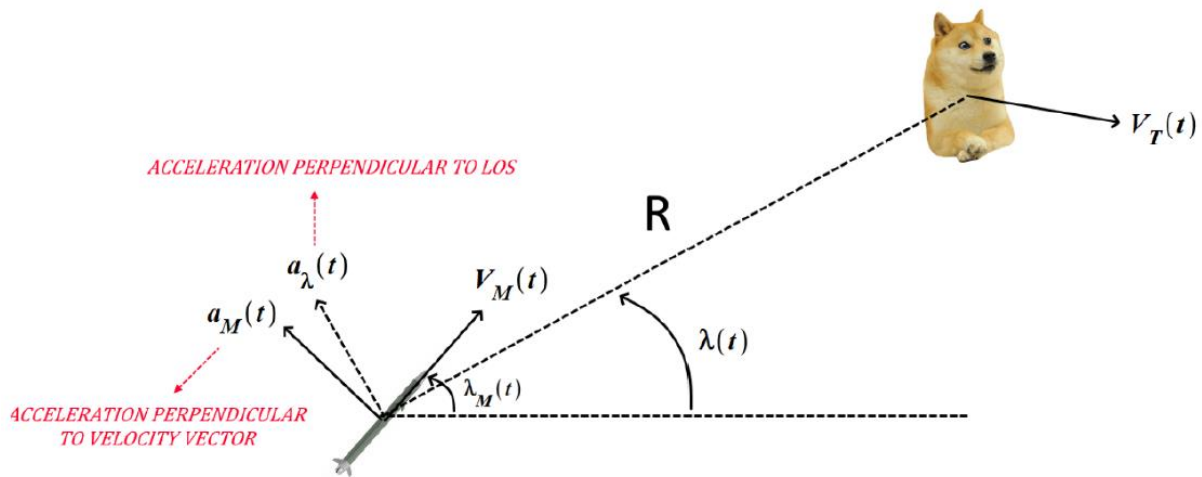


Figura 2 - Representação matemática do sistema de eixos do sistema e respetivas grandezas vectoriais utilizadas.

Em que  $\mathbf{a}$  é a aceleração,  $\mathbf{v}$  é a velocidade,  $\lambda$  é o ângulo da trajetória de voo,  $R$  é a distância ao alvo,  $M$  é o míssil e  $T$  é o alvo (Target).

As funções do *Missile Seeker* são a determinação do ângulo da trajetória de voo ( $\lambda$ ) e a correção da orientação do míssil de acordo com o valor determinado.

Analisando a figura 2 verificamos que o míssil tem duas acelerações  $\mathbf{a}_M(t)$ , que é a aceleração perpendicular ao vetor velocidade, e  $\mathbf{a}_\lambda(t)$  que é a aceleração perpendicular ao ângulo da trajetória

de voo ( $LOS$ ). Quando formos a definir os comandos de controlo temos de determinar o valor de  $a_M(t)$  ou de  $a_\lambda(t)$ , sendo que o objetivo é diminuir o valor de  $R$  de modo que o míssil se aproxime do alvo, para tal a velocidade do míssil terá de ser obrigatoriamente maior que a velocidade do alvo.

### Lei da Navegação Proporcional do Míssil

Tendo por base a figura 2 podemos determinar a Lei de Navegação Proporcional do míssil.

$$a_\lambda(t) = NV_c \frac{d\lambda}{dt} \quad \text{ou} \quad a_M(t) = NV_M \frac{d\lambda}{dt}$$

Em que:

- $V_M$  é a velocidade do míssil.
- $V_c$  é a velocidade relativa.

É uma medida da variação da distância entre o alvo e o míssil,  $R$ , de acordo com o tempo.

$$\dot{R} = \frac{dR}{dt} \approx \frac{\Delta\lambda}{\Delta t}$$

Para que a interseção ocorra  $\dot{R} < 0$  e o míssil deve explodir quando  $\dot{R} \approx 0$ .

- $\dot{\lambda}$  é a velocidade angular da trajetória de voo.

$$\dot{\lambda} = \frac{d\lambda}{dt} \approx \frac{\Delta\lambda}{\Delta t}$$

- $N$  é a contante de Navegação Proporcional, normalmente entre 3 e 5.

Como ponto de partida para o nosso sistema de controlo vamos utilizar como lei de controlo  $a_M(t) = NV_M \dot{\lambda}$  em que o nosso objetivo é controlar o valor de  $a_M$  do nosso sistema e, portanto,  $a_M$  será a nossa aceleração de comando que é perpendicular ao vetor velocidade do míssil.

### Implementação da Navegação Proporcional do Míssil

De modo a proteger os atuadores do míssil devemos limitar os valores de  $a_M$ , de forma que os valores tomados por  $a_M$  à saída do controlador não exijam variações repentinas nos atuadores danificando os mesmos.

Os atuadores podem ser *canards*, *wings* ou *fins*, tal como ilustra a figura 3.

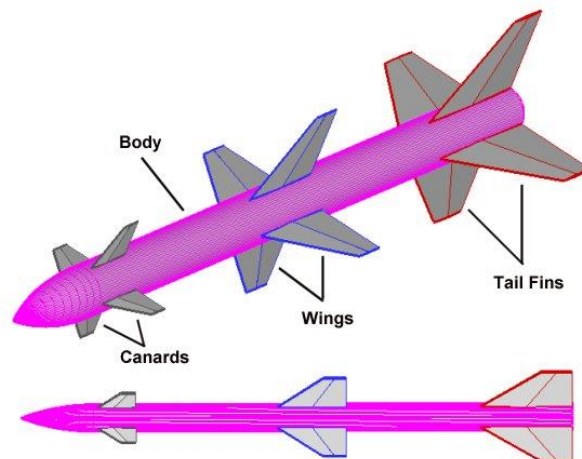


Figura 3 - Diferentes atuadores de um míssil.

Os atuadores por si têm também as suas limitações e também não conseguem responder a comando de elevada aceleração.

De com a variação de  $\lambda_M$ , isto é,  $\dot{\lambda}_M$ , o vetor  $a_M$  ou  $a_M$  vai ser positivo ou negativo. De acordo com as equações de **Coriolis** temos:

$$\dot{\lambda}_M = \frac{a_M}{V_c} \text{ ou } \dot{\lambda} = \frac{a_{\dot{\lambda}}}{V_{\dot{\lambda}}} (*)$$

Sendo a segunda expressão ao longo do ângulo da trajetória de voo.

### Sistema de Controlo de Piloto Automático

Vamos utilizar uma estrutura de multi-loop que pode ser desenhado com lugar de raízes ou controlador PID. A figura seguinte exemplifica a estrutura de triplo loop utilizado para a implementação do sistema de controlo de piloto automático.

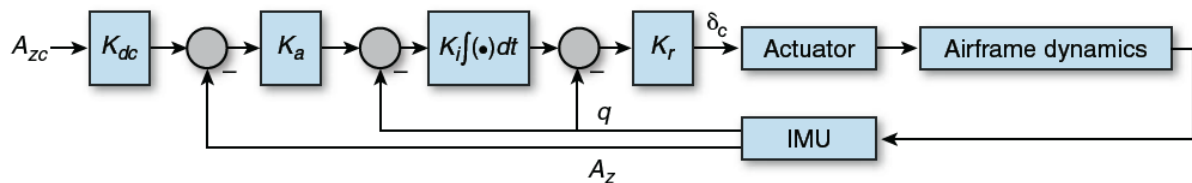


Figura 4 - Diagrama de blocos de um controlador de aceleração com piloto automático.

Temos como variável de entrada a aceleração normal à velocidade do míssil,  $A_{zc}$ , e como variável de saída o ângulo de deflexão do atuador,  $\delta_c$ , que é de seguida enviado para o atuador que por sua vez transmite ao sistema aerodinâmico do míssil.

### Parâmetro de Simulação e Dinâmica do Atuador

Para simulação do correto funcionamento do míssil vou necessária a simulação do desempenho do míssil dado certas condições iniciais. De imediato são apresentadas tais condições.

#### Míssil:

- $V_M(0) = 0 \text{ m/s}$   
Velocidade inicial do míssil.
- $\lambda_M(0) = 80^\circ$   
Ângulo de lançamento inicial.
- $x_M(0) = 2000 \text{ m (2 km)}$   
Abcissa inicial.
- $z_M(0) = 0 \text{ m}$   
Altura inicial.

#### Alvo:

- $V_T(0) = 600 \text{ m/s}$   
Velocidade inicial do alvo.
- $\lambda_T(0) = -2.5^\circ$   
Ângulo de trajetória de voo.
- $x_T(0) = 0 \text{ m}$   
Abcissa inicial.
- $z_T(0) = 20000 \text{ m (20 km)}$   
Altura inicial.

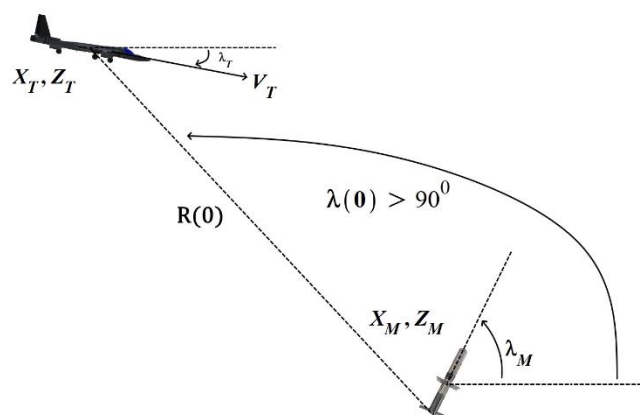


Figura 5 - Ilustração do ambiente de simulação.

O nosso míssil será lançado da superfície da terra com uma inclinação de  $80^\circ$ . O alvo inicia a sua trajetória com uma altitude de 20 km com um angulo de trajetória de voo de  $2.5^\circ$ .

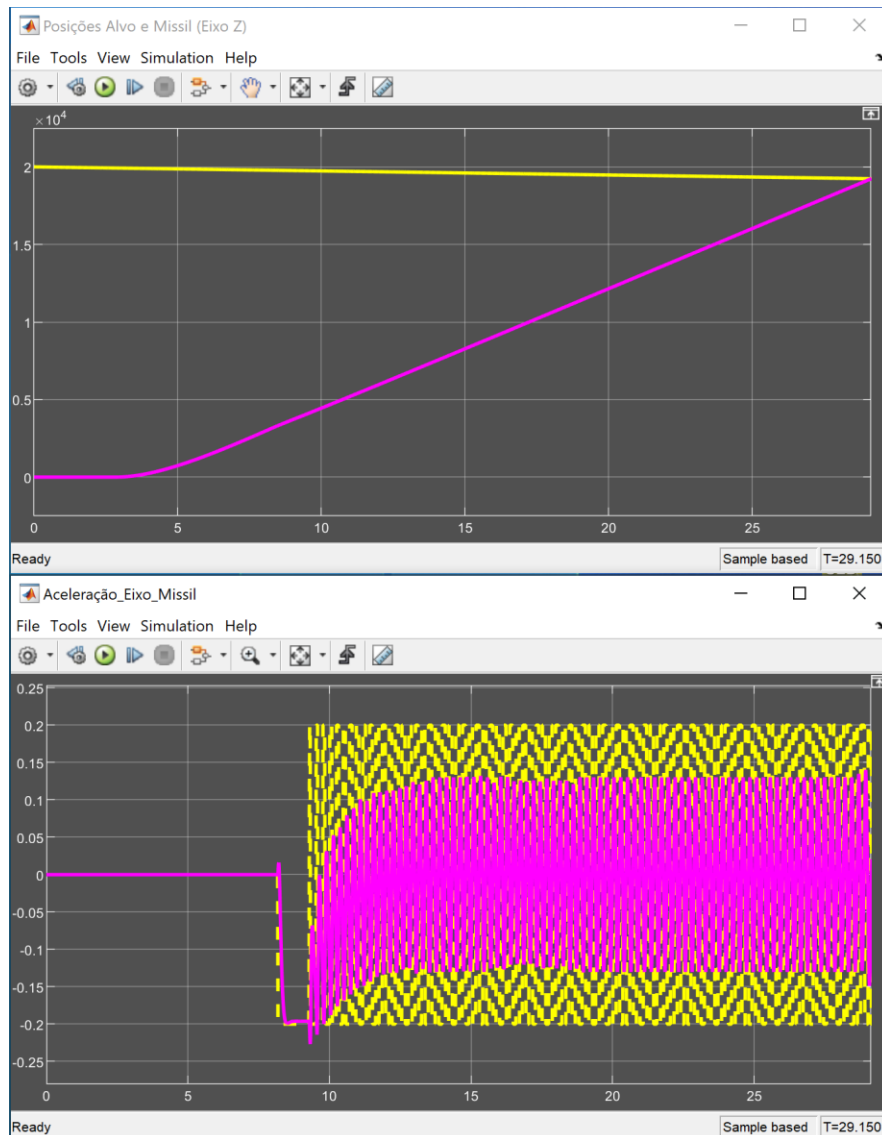
A condição de lançamento do míssil será quando o módulo da distância entre o míssil e o alvo for inferior a 200 m,  $|x_T - x_M| < 200 \text{ m}$ .

O Controlador de Navegação Proporcional será ativado somente assim que a velocidade do míssil atingir um valor superior a 950 m/s,  $V_M > 950 \text{ m/s}$ . O míssil irá aumentar a sua velocidade até atingir o valor de  $V_M = 1021 \text{ m/s}$ , instante a partir do qual mantém a sua velocidade constante.

O atuador é um sistema um sistema de 2ª ordem.

### Resultado da Simulação

Após realizado a simulação obtemos o seguinte resultado:



Em que o gráfico de cima mostra a evolução temporal da coordena Z do míssil e do alvo. Como se pode observar existe interseção entre os dois e como tal o objetivo de controlo é atingido.

No gráfico de baixo podemos visualizar o valor do comando de aceleração perpendicular à velocidade do míssil e a rosa a respetiva aceleração perpendicular à velocidade do míssil. O Controlador é ativo após atingida uma velocidade superior a 950 m/s e de seguida vai fazendo pequenos ajustes na trajetória do míssil de modo a intersetar o alvo.