



CONTROLO DE VOO

MEAer
2020/2021

F18 - DERRAPAGEM E ROLAMENTO COM CONSTANTES DE TEMPO DE 1.5S - VOO EM FORMAÇÃO

PROJETO 46

Resumo

O presente trabalho enquadra-se na unidade curricular de Controlo de Voo com o propósito de analisar a dinâmica lateral de um F18. Implementou-se inicialmente um sistema de aumento de estabilidade, de modo a cumprir os requisitos impostos, e depois recorreu-se ao LQR, para garantir derrapagem e rolamento com constantes de tempo de 1.5s. Numa fase final, implementaram-se os sensores e atuadores e estudou-se o comportamento do modelo numa simulação.

Marta PORTUGAL, 92709
Pedro CAIRES, 92703

Professor José Raul AZINHEIRA

Índice

1	Introdução	1
2	Determinação e análise do modelo estudado	1
3	Aumento de estabilidade	2
3.1	Controlo Clássico	2
3.2	Derrapagem e rolamento com $T=1.5s$	4
4	Controlo de trajetória	6
4.1	Seguimento de ângulo de rumo	6
4.2	Voo em formação	6
5	Inclusão dos sensores e atuadores	7
6	Simulação no domínio do tempo	9
7	Conclusão	10
8	Bibliografia	10

1 Introdução

O objetivo deste projeto é a familiarização e análise crítica com problemas concretos da síntese de controladores de voo, no nosso caso, com o apoio do *SciLab/XCOS*. Em particular, este trabalho foca-se numa aeronave F18. De forma a atingir este objetivo, começou-se por determinar as qualidades de voo iniciais da aeronave, seguida da sua estabilização, cujos requisitos serão devidamente identificados. Depois foi projetado um sistema de controlo da derrapagem e do rolamento, com a condição de terem ambos uma constante de tempo $T = 1.5s$. Após esta fase, foram introduzidos sensores e actuadores reais e finalmente foi feita a simulação de voo em formação no domínio temporal.

2 Determinação e análise do modelo estudado

O F18 encontra-se nas condições de voo 2. Para esta condição de voo, a aeronave encontra-se a uma altitude de 1000m, velocidade $U_0 = 261.4kt \approx 135m/s$, ângulo de ataque de 7.17° e ângulo de subida nulo, implicando ângulo de picada de 7.17° . Tem uma massa de 13054 kg e, por ser um avião de combate aéreo, considera-se de classe IV (avião muito manobrável) e categoria B (fase de voo não terminal com algum controlo de trajectória e manobras moderadas ou lentas).

É possível descrever o modelo lateral da aeronave em espaço de estados, com $\mathbf{x} = [\beta \ p \ r \ \phi \ \psi]^T$ e $\mathbf{u} = [\delta_A \ \delta_R]^T$:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$$

Neste caso:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} Y_\beta & Y_p + \alpha_0 & Y_r - 1 & \frac{g}{u_0} \cos \theta_0 & 0 \\ L_\beta + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta & L_p + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_p & L_r + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_r & 0 & 0 \\ N_\beta + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} L_\beta & N_p + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} L_p & N_r + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} L_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\cos(\theta_0)} & 0 & 0 \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} -0.2289 & 0.1261401 & -0.9958 & 0.0723795 & 0 \\ -0.3395773 & -0.5550859 & -0.058747 & 0 & 0 \\ 1.3184942 & 0.0024157 & -0.073888 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0.1257975 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0078814 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

e

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_A} & Y_{\delta_R} \\ L_{\delta_A} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_A} & L_{\delta_R} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_R} \\ N_{\delta_A} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} L_{\delta_A} & N_{\delta_R} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} L_{\delta_R} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -0.003 \\ -30.698835 & -0.0161709 \\ -0.3476756 & -0.0510514 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

O cálculo dos valores próprios da matriz A, permite localizar os pólos do sistema. Em SciLab, corresponde ao comando *spec*. Através do comando *damp*, conseguimos obter também as frequências naturais e os coeficientes de amortecimento correspondentes:

Modo lateral	Pólos	ξ	ω_n
Rolamento holandês	$-0.1510602 \pm 1.1617389i$	0.1289439	1.1715189
Espiral	-0.0010061	1	0.0010061
Rolamento	-0.5547475	1	0.5547475
Integrador	0	-1	0

Através destes dados é possível distinguir claramente os três modos laterais, que apresentam a estrutura convencional. O rolamento holandês é evidenciado pelo par de pólos complexos conjugados. A espiral, estável, é caracterizada pela sua baixa frequência. O rolamento é também um pólo simples, embora neste caso não seja muito rápido. O polo na origem resulta da integração e não interfere na dinâmica.

A estabilização do modelo lateral será feita com o objetivo de qualidades de voo nível 1, com amortecimento do rolamento holandês maior ou igual a 0.6. Ao analisar o movimentos iniciais, concluímos que:

- O rolamento holandês é estável e pode ser considerado como nível 1. No entanto, não cumpre o requisito de projeto $\xi \geq 0.6$.
- A espiral é estável, logo o modo é de nível 1, cumprindo com o requisito.
- O rolamento também é estável, mas a sua constante de tempo é $\frac{1}{0.5547475} \approx 1.8 > 1.4$, que é o limite máximo. Logo, é nível 2.

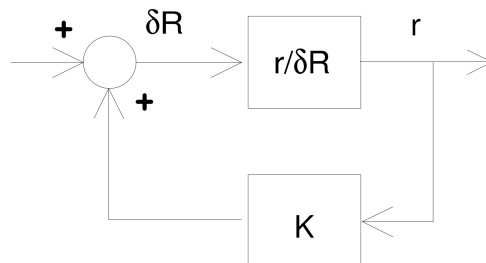
Globalmente, o movimento lateral é nível 2.

3 Aumento de estabilidade

3.1 Controlo Clássico

Dado que o sistema não cumpre o requisito de amortecimento e não tem todos os modos nível 1, é necessário implementar um sistema de aumento de estabilidade (SAE). Para tal, utilizámos uma lógica SISO, *Single Input Single Output*.

Numa primeira abordagem para aumentar o coeficiente de amortecimento do rolamento holandês, de forma a cumprir o requisito de projeto, utilizou-se uma realimentação da razão de guinada para o rudder (*yaw damper*). O esquema da realimentação encontra-se na figura seguinte, bem como o respetivo root-locus:



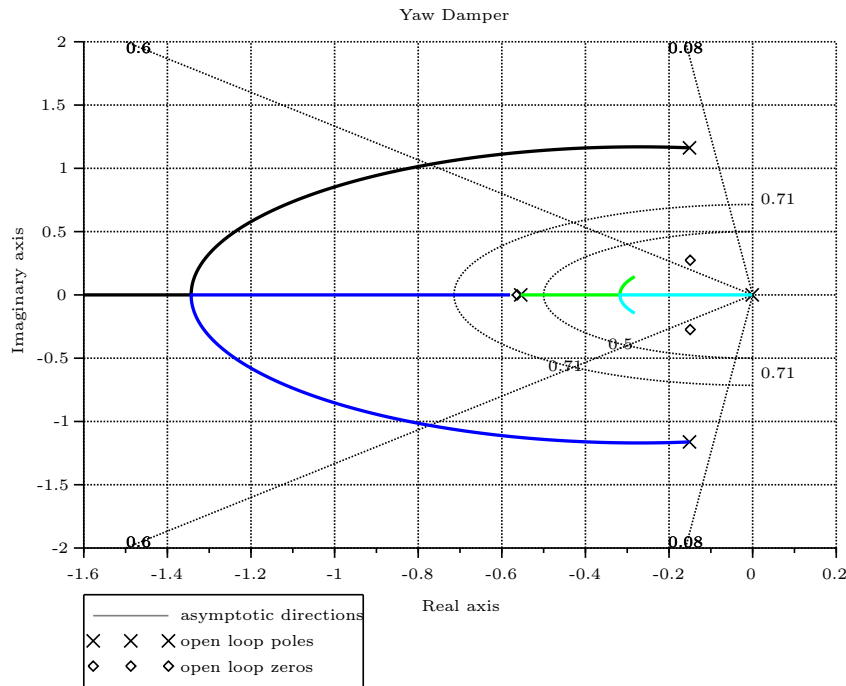


Figura 1: Yaw damper

Para um ganho $K_R = -48$:

- O rolamento holandês já cumpre o requisito $\xi \approx 0.9812589 \geq 0.6$, mantendo-se nível 1.
- A espiral permanece estável.
- O rolamento também permanece estável, mas o pólo desloca-se mais para a direita, pelo que a constante de tempo ainda aumentou mais.

De maneira a tornar o rolamento nível 1, tentámos uma nova abordagem: realimentação da razão de rolamento para os ailerons. Como se pode ver pelo root-locus apresentado em seguida, esta realimentação não destabiliza o rolamento holandês nem a espiral. No entanto, para ganhos suficientemente grandes, permite-nos obter a constante de tempo pretendida:

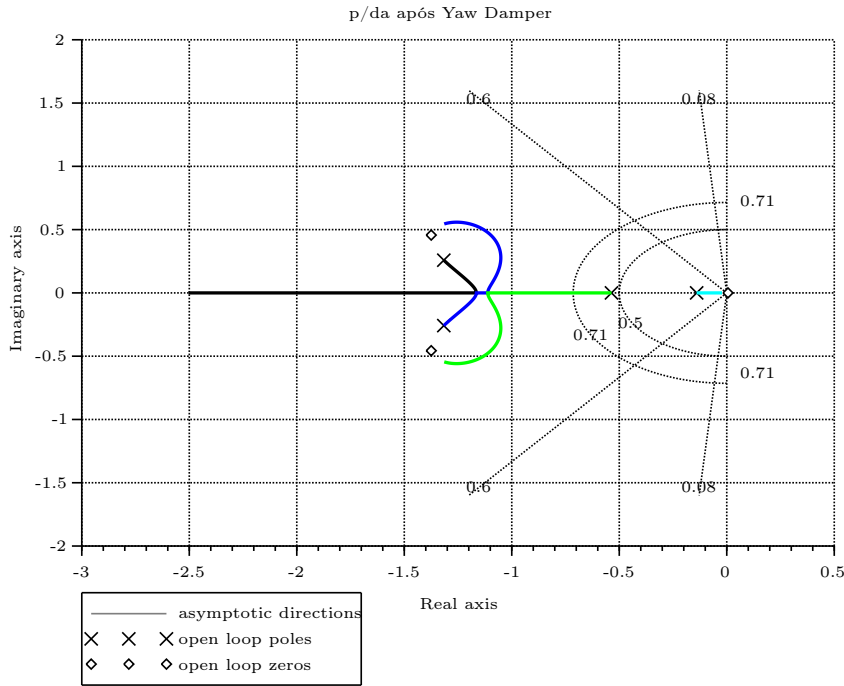


Figura 2: Root locus da realimentação da razão de rolamento

Para estas duas realimentações, com $K_R = -48$ e $K_P = -0.00323$, temos:

Modo lateral	Pólos	ξ	ω_n
Rolamento holandês	$-1.2875446 \pm 0.2144253i$	0.9864145	1.3052775
Espiral	-0.1085531	1	0.1085531
Rolamento	-0.7238575	1	0.7238575

- O rolamento holandês permanece estável e nível 1, garantindo $\xi \approx 1.3052775 \geq 0.6$.
- A espiral permanece estável, e por consequência também nível 1.
- O rolamento permanece estável e ficou com uma constante de tempo $T = \frac{1}{0.7238575} \approx 1.3814874 \leq 1.4$, pelo que é considerado nível 1.

Globalmente, o movimento lateral fica então nível 1, como pretendido.

3.2 Derrapagem e rolamento com T=1.5s

De forma a garantir um sistema com derrapagem e rolamento com constantes de tempo $T=1.5s$, adotamos a abordagem do seguimento de modelo com LQR. Primeiro, adicionámos um ganho derivativo para estabilizar a espiral. Considerando uma saída com dinâmica desejada $\dot{y} = Ly$, no nosso caso:

$$L = \begin{bmatrix} -\frac{1}{1.5} & 0 \\ 0 & -\frac{1}{1.5} \end{bmatrix}$$

Para minimizar o erro entre a saída e o modelo dinâmico define-se a função de custo:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} ((\dot{y} - Ly)^T Q (\dot{y} - Ly) + u^T R u) dt$$

Esta função corresponde a considerar uma saída:

$$Y = \dot{y} - Ly = CAx + CBu - LCx = (CA - LC)x + CBu$$

Com:

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Para que o método possa ser aplicado é necessário definir as matrizes de ponderação Q e R através do método de Bryson. Este método consiste na escolha do valor máximo esperado para um dado estado do longo do voo. Foram testadas, por inspecção, diversas matrizes Q e R, pelo que concluímos que para um seguimento perfeito do rolamento teria de ocorrer um erro na ordem de 1° na derrapagem. Assim, optou-se por minimizar o erro da derrapagem, à custa de aumentar o erro (dentro de um limite razoável) do rolamento:

$$Q = \frac{1}{x^2} I = \begin{bmatrix} 5836.1002 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 131.31225 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 131.31225 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 14.59025 \end{bmatrix}$$

$$R = \frac{1}{u^2} I = \begin{bmatrix} 10132118 & 0 \\ 0 & 62056.831 \end{bmatrix}$$

Aplicando o comando *lqr*, obtivemos o seguinte K:

$$K = \begin{bmatrix} -0.0000643 & 0.0019693 & -0.0007415 & 0.0011525 \\ -0.0009747 & -0.0000385 & 0.0004839 & -0.0000219 \end{bmatrix}$$

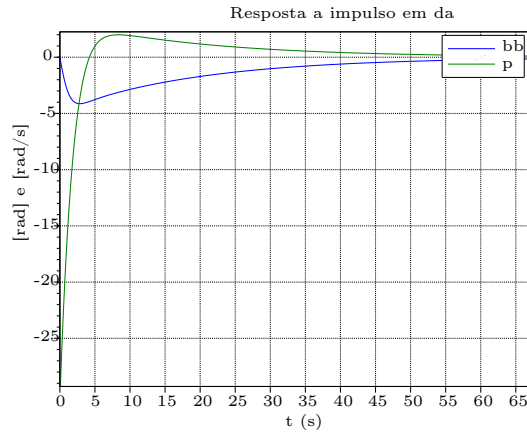


Figura 3: Resposta de p e β

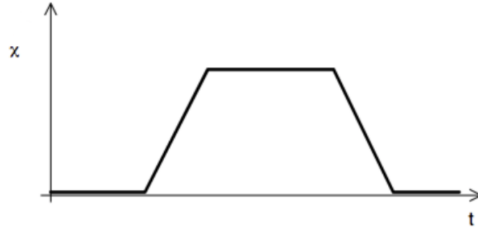
4 Controlo de trajetória

Após os objectivos de estabilização da aeronave terem sido cumpridos, foi possível começar a projetar o sistema que irá fazer o voo em formação.

4.1 Seguimento de ângulo de rumo

Para o objetivo final de voo em formação, é necessário que uma aeronave líder realize uma manobra de regulação de rumo verdadeiro, seguindo uma referência apresentada em seguida.

Sem vento, o rumo da trajetória é dado por $\lambda = \beta + \psi$. Com vento, o rumo depende da velocidade do vento, sendo a definição de rumo verdadeiro: $\tan(\chi) = \frac{\dot{E}}{\dot{N}}$. No nosso caso, o vento é constante $W_s = 10m/s$, soprando de Norte. Considerando $\dot{E} = GS \times \sin(\lambda)$ e $\dot{N} = GS \times \cos(\lambda) - W_s$, conseguimos determinar o rumo verdadeiro. Este rumo verdadeiro, χ , é utilizado numa realimentação em servomecanismo para um sinal de χ_{ref} de referência. Este ângulo de referência foi construído no Xcos através do bloco *signal builder* para ter o seguinte comportamento:



É ainda feita uma realimentação do ângulo de rolamento ϕ , com um controlador PID, com $K_P = -0.01$, $K_I = -0.001$ e $K_D = -0.07$. O modelo da aeronave líder, com seguimento de χ_{ref} fica então:

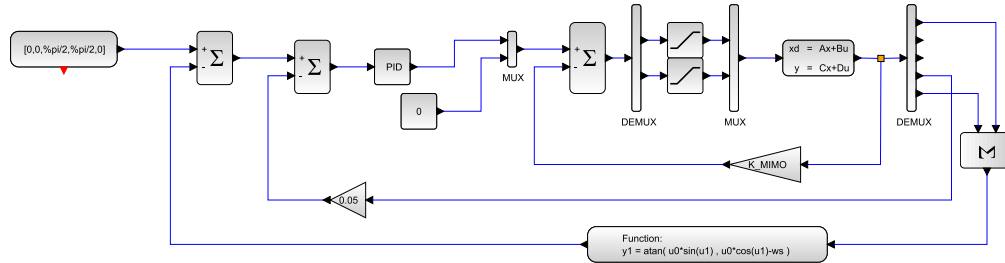


Figura 4: Modelo da aeronave líder

4.2 Voo em formação

A aeronave seguidora regula-se tentando manter a sua posição relativa à aeronave líder constante. Para tal obtemos as posições das aeronaves pela integração do vetor velocidade e definimos a posição inicial das aeronaves para que o vetor posição relativa seja $\vec{x}_0 = 20\vec{e}_N + 20\vec{e}_E$ [m]. Sabemos que o ângulo de referência que queremos manter é o do vetor \vec{x}_0 com o eixo *Este*, ou seja: $\tan^{-1}(20/20) = \tan^{-1}(1) = 45^\circ$. Então para realizar o voo em formação simplesmente:

- Obtemos os vetores da posição das aeronaves
- Calculamos o valor do vetor posição relativa \vec{x}_r

- Extraímos de \vec{x}_r o ângulo com a direção *Este*
- Subtraímos ao ângulo de referência (45°) o valor obtido no passo anterior
- Por fim, usamos o valor final para comandar o rumo da aeronave seguidora, usando o esquema de controlo da seção anterior.



Figura 5: Esquema para obter a posição (líder) e rumo comandado (seguidora)

Uma limitação deste método é que teoricamente pode não manter constante a magnitude do vetor \vec{x}_r , no entanto esse valor aparenta não variar muito durante as simulações, pelo que consideramos que esta é uma boa solução para o problema.

5 Inclusão dos sensores e atuadores

A qualidade, precisão e fiabilidade dos sensores e atuadores utilizados para transmitir a informação entre o avião e o controlador dimensionam, permitem ou limitam a qualidade do controlo conseguido. Até aqui, admitiu-se que tanto os sensores dos estados como os actuadores das superfícies de controlo eram perfeitos, ou seja, não só permitiam toda a gama de entradas, como respondiam precisa e instantaneamente às mudanças dos valores dos estados e aos pedidos para os ailerons e rudder. Na realidade, os sensores e actuadores têm constantes de tempo associadas e estão sujeitas a ruído e a condicionamento de sinal. Os sensores ainda estão intercalados pela gama de medição que limitam os sinais de entrada, enquanto que os actuadores têm limites de saturação. De maneira a refletir esta realidade, projetámos os sensores e actuadores da aeronave no *XCOS*, como se pode ver a seguir:

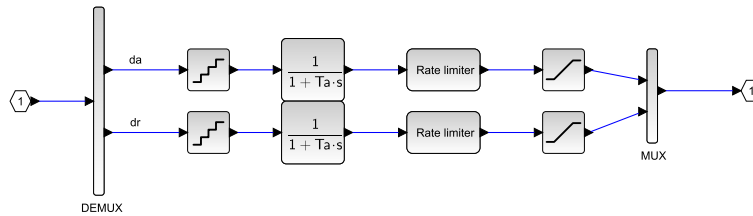


Figura 6: Sub-bloco dos atuadores

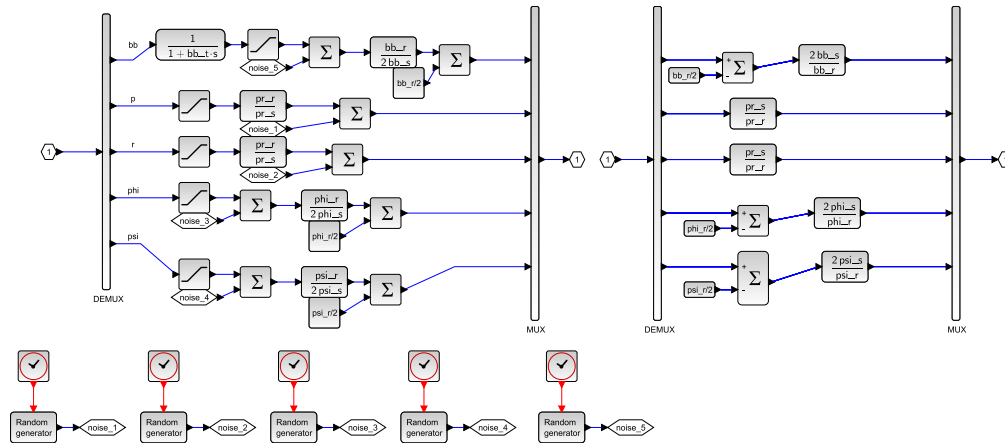


Figura 7: Sub-bloco dos sensores e sua inversão

Desde o início do trabalho, tomamos em conta a existência dos sensores e atuadores, e projetámos o nosso controlador de modo a que ao incluir estes elementos o comportamento das aeronaves mantiveram as mesmas características sem ser necessário outras alterações. Foi ponderado incluir um filtro passa-baixo para limitar o efeito do ruído de alta frequência, que danifica o desempenho do ganho derivativo, mas devido ao alto tempo de simulação do Scilab, e ao facto de o comportamento da aeronave não mostrar alterações significativas, não o fizemos.

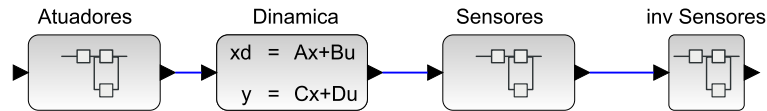


Figura 8: Anel aberto da aeronave

6 Simulação no domínio do tempo

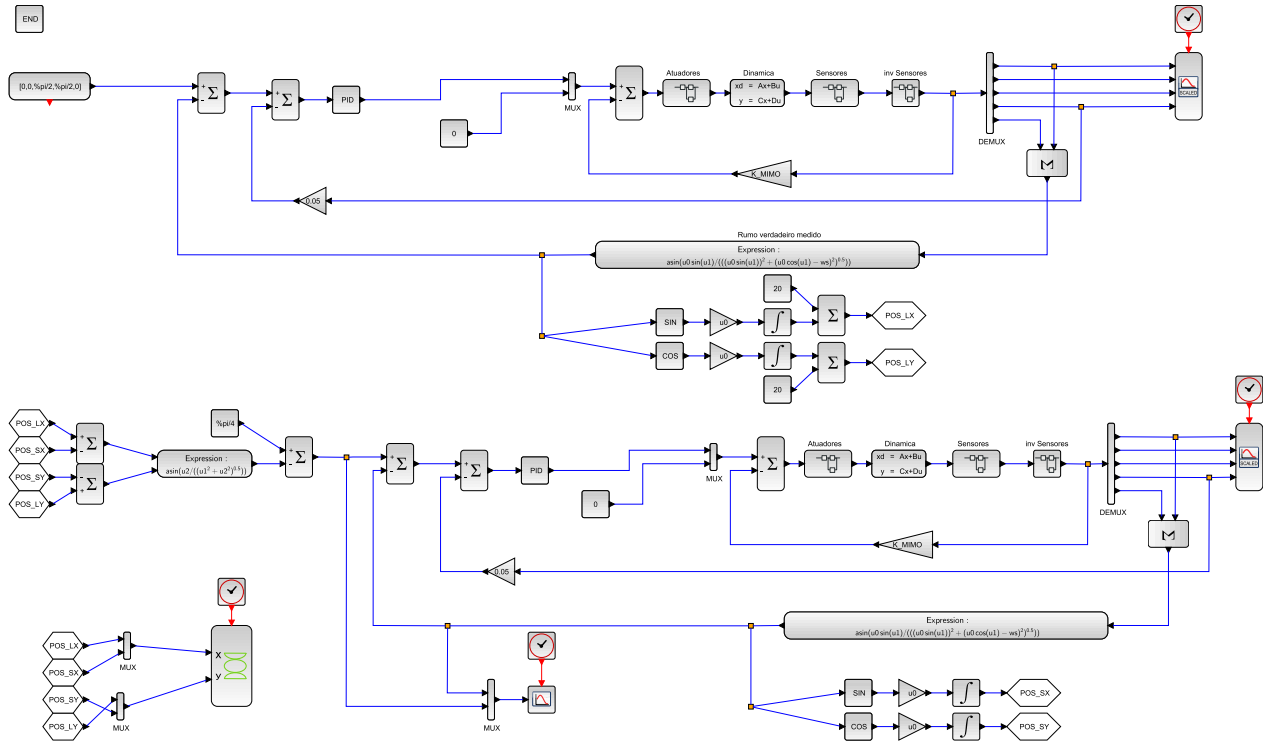


Figura 9: Diagrama de blocos das aeronaves para voo em formação

Nesta simulação foi considerado um vento constante de 10 m/s soprando de Norte, e considerando todos os passos que foram explícitos anteriormente obtivemos os seguintes resultados:

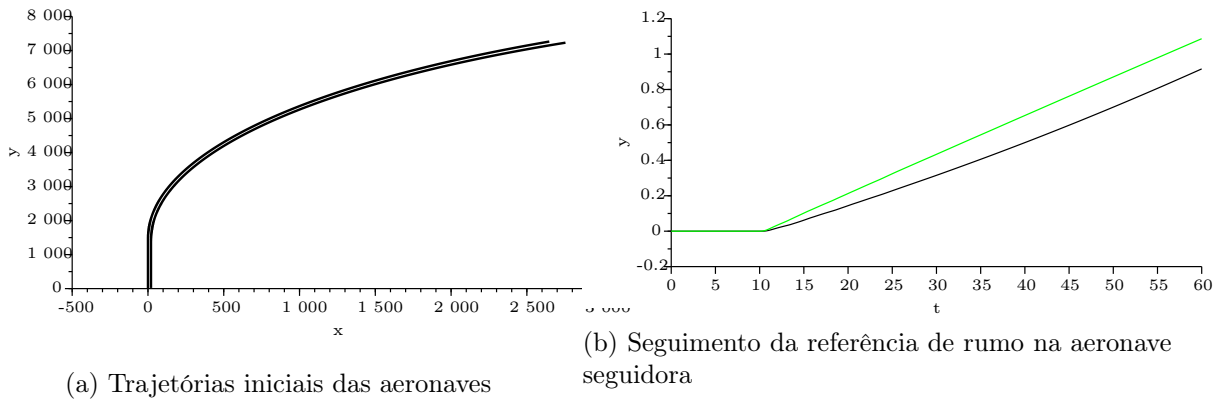


Figura 10: Resultados

Pode-se verificar que a segunda aeronave segue eficientemente o líder e que os tanto os ângulos aerodinâmicos como os ângulos de atitude se mantêm dentro dos limites impostos.

7 Conclusão

Durante a realização deste projeto, foram explorados diversos sistemas de controlo.

Inicialmente, a metodologia SISO teve sucesso na colocação das qualidades de voo da aeronave no nível 1, correspondendo a todas as especificações do projecto.

Na secção 3.2, para responder aos constrangimentos no que toca às constantes de tempo da derrapagem e rolamento, optou-se pelo uso LQR, uma abordagem MIMO. Após afinação dos parâmetros das matrizes de ponderação, chegou-se a uma realimentação satisfatória. Simularam-se algumas entradas em escalão para o sistema assim compensado e os resultados apresentaram-se de acordo com o previsto.

Na quarta secção, foi possível perceber como é que cada realimentação afeta o seguimento do ângulo de rumo e da posição da aeronave líder. No método utilizado para realizar o voo em formação, percebeu-se que o módulo do vetor \vec{x}_r , com o controlador aplicado, poderá não permanecer constante. No entanto, verificou-se que este valor não se altera significativamente durante as simulações.

A modelação dos sensores mostrou-se essencial para conferir maior realismo aos resultados obtidos, no entanto lamenta-se que o *Scilab/XCOS* aumenta em algumas ordens de grandeza o tempo de simulação com a inclusão destes. Apesar disso a sua implementação não afetou muito a dinâmica do sistema pelo que consideramos que os métodos de controlo adotados foram um sucesso nesse sentido.

De um modo geral, considera-se que os objetivos de familiarização e análise crítica dos problemas concretos da síntese de controladores de voo foram cumpridos.

8 Bibliografia

Azinhiera, J.R., *Controlo de Voo*, DEM-IST, 2021