

Controlo de Voo

Projeto nº36 - Patrulha Chipmunk: condição de voo 2

Ana Beatriz Bezerra, nº 86607

Gonçalo Fontes Neve, nº 87198

Professor José Raul Azinheira

Mestrado Integrado em Engenharia Aeroespacial

Instituto Superior Técnico

30 de Maio de 2019

Índice

1	Introdução	2
2	Determinação e análise do modelo estudado	2
3	Sistema de aumento de estabilidade	4
4	Controlo de atitude e trajectória	4
5	Inclusão dos sensores e actuadores	6
6	Simulação no domínio do tempo/análise complementar	8
7	Conclusões	10
8	Bibliografia	10

1 Introdução

O presente relatório tem o intuito de descrever a metodologia utilizada no desenvolvimento de um sistema de controlo de uma aeronave Chipmunk em condição de voo 2 a realizar a trajetória de uma patrulha. O processo começou pelo estudo do sistema em si do ponto de vista de estabilidade quer em anel aberto como anel fechado. depois de garantida a estabilidade e qualidades de voo de nível 1 procedeu-se a garantir o seguimento de ângulos de referência para que fosse possível controlar a atitude da aeronave. A partir daqui tentou aproximar-se o voo de um caso real modelando diversos sistemas com os erros que estes introduzem. Por último tentou-se formular um programa que fornecesse à aeronave as referências necessárias ao longo do tempo para que esta seguisse a trajetória traçada.

2 Determinação e análise do modelo estudado

Na presente secção pretende-se determinar as qualidades de voo da aeronave para posterior análise e melhoramento.

A equação da dinâmica lateral é dada por:

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} Y_{\beta} & Y_p + W_0 & Y_r - U_0 & g * \cos(\theta_0) & 0 \\ L'_{\beta} & L'_p & L'_r & 0 & 0 \\ N'_{\beta} & N'_p & N'_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan(\theta_0) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\cos(\theta_0)} & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot x + \begin{bmatrix} Y_{\delta A} & Y_{\delta R} \\ L'_{\delta A} & L'_{\delta R} \\ N'_{\delta A} & N'_{\delta R} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot u, \text{ com } \dot{x} = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix}$$

nas quais se assume para todos os estados, à semelhança do estado β , que $L'_{\beta} = L_{\beta} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} L_{\beta}$ e $N'_{\beta} = N_{\beta} + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} N_{\beta}$.

Para a obtenção das matrizes do problema e posterior cálculo de pólos e respetivas frequências naturais e amortecimentos, para além dos dados fornecidos para a condição de voo 2 é necessário considerar que $W_0 = U_0 * \sin(\alpha_0)$ (m/s), $\theta_0 = \alpha_0 + \gamma_0 = 3.69^\circ$, $g = 9.81(m/s^2)$ e $Y_{\delta A} = 0$. Obtem-se assim,

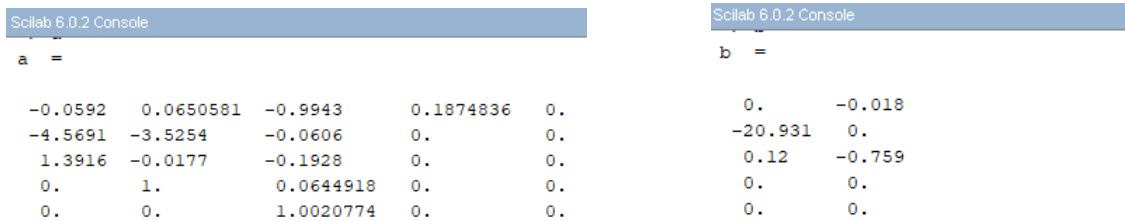


Figura 1: Matrizes A e B obtidas no Scilab

```
Scilab 6.0.2 Console
wn e z do sistema aberto; polos;

0.      -1.
3.518154 1.
0.0206294 1.
1.2894484 0.0925266
1.2894484 0.0925266

0.
-3.518154
-0.0206294
-0.1193083 + 1.2839169i
-0.1193083 - 1.2839169i
```

Figura 2: Pólos do sistema e respetivos ω_n e ξ do anel aberto obtidos no Scilab

Admitindo que a aeronave é de classe IV e que a fase de voo é de categoria C facilmente se pode tirar conclusões face à qualidade de voo. O modo espiral está estável logo é de Nível 1. Para o modo de rolamento puro é possível obter-se uma constante de tempo $T_2 = 0.28424s$ que corresponde ao Nível 1 e finalmente para o modo de rolamento holandês obtem-se os valores $\omega_n = 1.2894484$, $\xi = 0.0925266$ e $\xi\omega_n = 0.119308$ característicos de um nível 2. Note-se que existe um pólo marginalmente estável, relativo à introdução do ângulo de guinda ψ como 5º estado, que em nada influenciará a classificação do movimento lateral. Assim, pode-se classificar o movimento como sendo de nível 2.

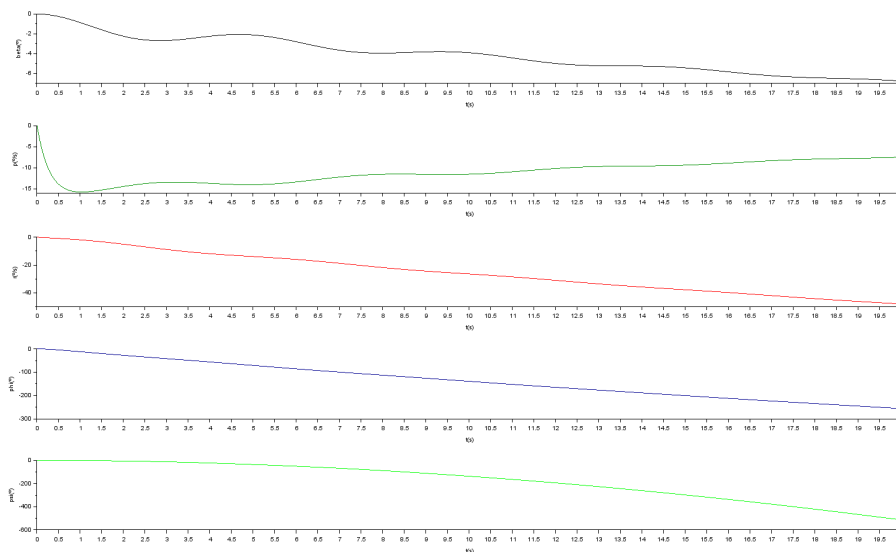
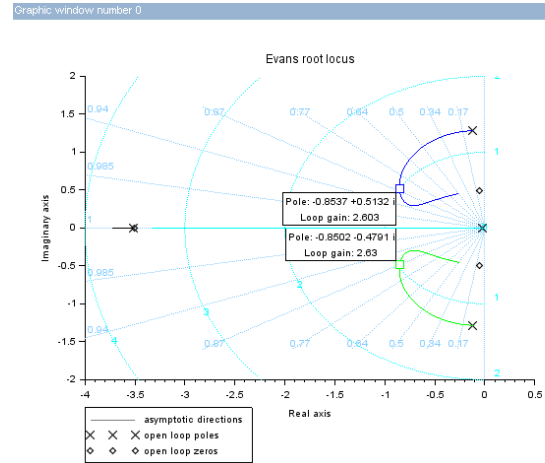


Figura 3: Comportamento do sistema com degraus de $\delta_A = \delta_R = 0.05 \text{ rad} = 2.86^\circ$ em anel aberto

No gráfico da figura 3 está representada a resposta do sistema em anel aberto a um degrau das entradas $\delta_A = \delta_R = 0.05 \text{ rad}$. O facto do modo de rolamento holandês ser de nível 2 provoca a grande oscilação em algumas das variáveis do modo lateral.

3 Sistema de aumento de estabilidade

Com o objetivo de ter o movimento lateral de nível 1 procede-se ao aumento de estabilidade com recurso à realimentação positiva da razão de guinada para a entrada δ_R . Com o auxílio da função de transferência $\frac{r(s)}{\delta_R(s)}$ e respetivo Lugar Geométrico das Raízes (LGR) escolhe-se um ganho $K_r = 2.6$ para o qual se tem um maior amortecimento do rolamento holandês.



```
Scilab 6.0.2 Console
polos; wn e z do sistema realimentado

0.          -1.
3.5278408   1.
0.5150945   1.
0.9983414   0.855351
0.9983414   0.855351

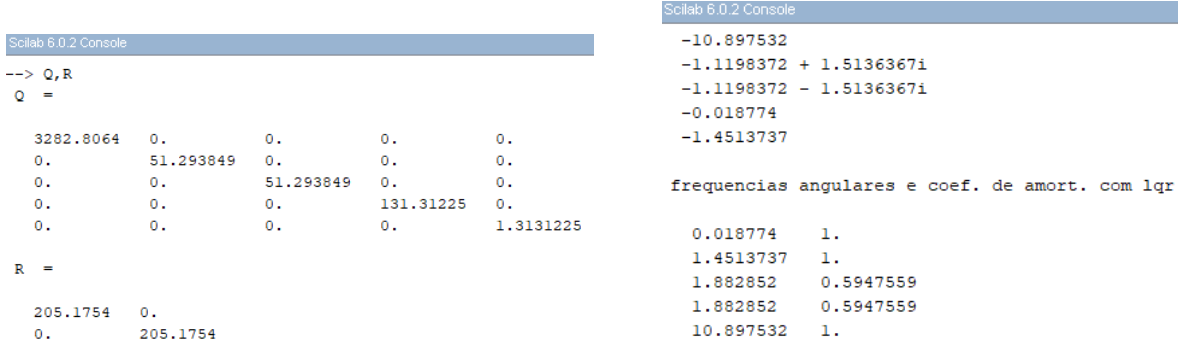
0.
-3.5278408
-0.5150945
-0.8539323 + 0.5171897i
-0.8539323 - 0.5171897i
```

Figura 4: Pólos do sistema e respetivos ω_n e ξ do anel fechado obtidos no Scilab

Note-se que com esta realimentação o modo espiral mantém-se estável, amortecido e torna-se ligeiramente mais rápido e o rolamento puro permanece praticamente inalterado, ou seja, mantém-se em nível 1. Relativamente ao rolamento holandês tem-se $\omega_n = 0.9983414$, $\xi = 0.855351$ e $\xi\omega_n = 0.853891$. Pode-se aferir que foi atingido o nível 1 para o modo e destaca-se o elevado amortecimento obtido com esta realimentação. O pólo relativo ao estado adicional ψ mantém-se com esta realimentação. Assim, o sistema é de nível 1 com as qualidades completamente adequadas à fase de voo.

4 Controlo de atitude e trajetória

Apesar da grande estabilidade obtida na secção anterior pode-se optar pelo uso do regulador quadrático linear (LQR) para o aumento da rapidez de resposta. Para tal são necessárias as matrizes de ponderação dos estados e entradas, respetivamente, Q e R, que foram calculadas com recurso ao método de Bryson e a consequente atribuição de valores máximos das perturbações dos estados e das entradas.



(a) Matrizes Q e R obtidas no Scilab

(b) Pólos e respetivos ω_n e ξ

Figura 5: Sistema com LQR obtido no Scilab

As diferenças entre as frequências naturais e coeficientes de amortecimento entre sistemas com a realimentação da razão de guinada e o uso de LQR não são significativas e todos os modos se mantêm em nível 1. O valor do coeficiente de amortecimento do rolamento holandês diminui mantendo-se aceitável ($\xi = 0.5947559 \simeq 0.6$) e a resposta do sistema ficou mais rápida como comprovado na figura 6.

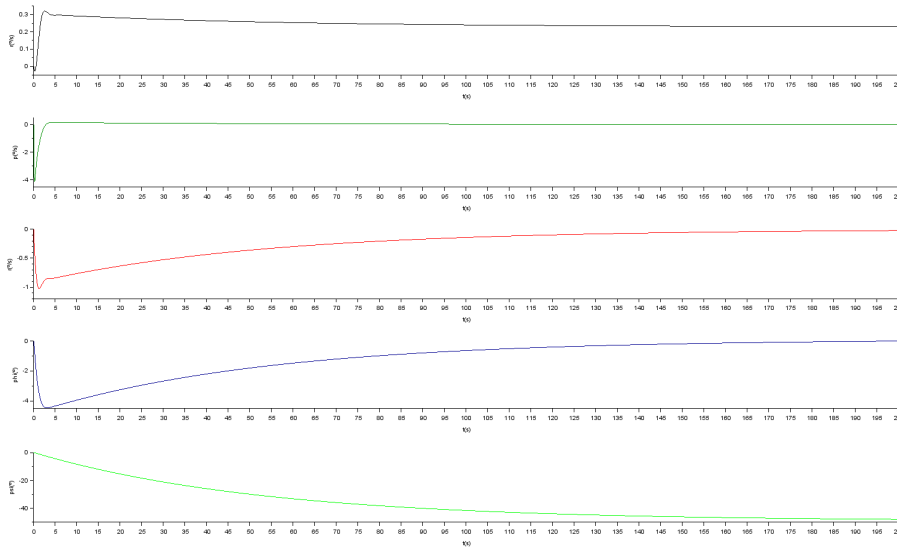


Figura 6: Comportamento do sistema com degraus de $\delta_A = \delta_R = 0.05 \text{ rad} = 2.86^\circ$ e implementação de LQR

Seguidamente, procedeu-se ao controlo de atitude, ou seja, ao seguimento automático da atitude de referência que neste caso envolve os ângulos de derrapagem β_{ref} e de guinada ψ_{ref} . A solução resulta do uso do sistema anterior, com a implementação do LQR, acoplado de uma ganho inicial F de forma a que o anel fechado tenha um ganho unitário entre a referência e a saída.

Para o cálculo do ganho F, que é o inverso do ganho estático G, é necessário consentir para um sistema em anel fechado que $x_e = -(A - BK)^{-1} * B * u_e$ e que $y_e = -C(A - BK)^{-1} * B * u_e = G_{ue}$. Posto isto, e através da elaboração do anel fechado com uso de LQR em diagrama de blocos, como

representado na figura 7, foi possível visualizar o seguimento de β e de ψ pedidos.

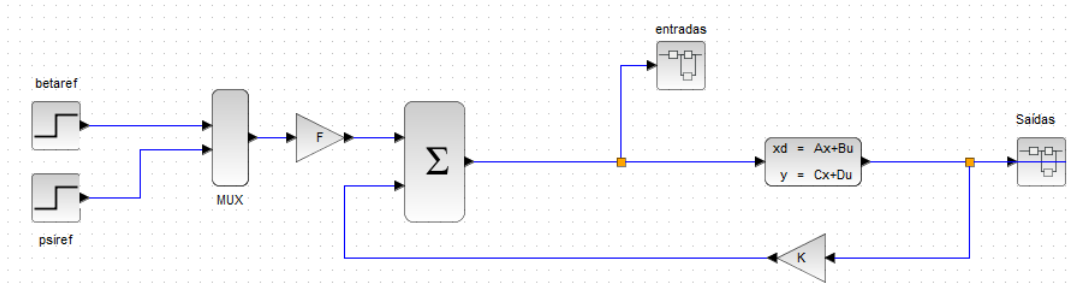


Figura 7: Controlo de atitude implementado no Xcos do Scilab

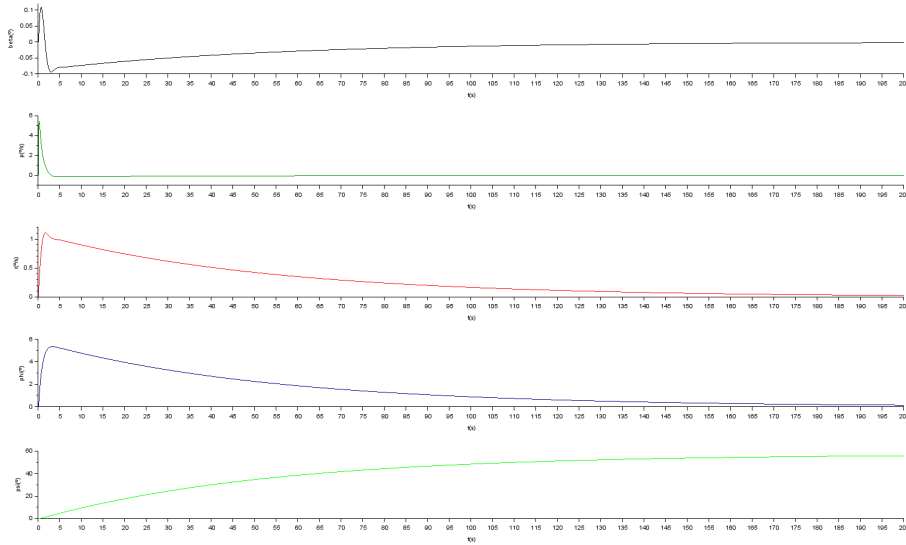


Figura 8: Comportamento do sistema em anel fechado com degraus de $\beta_{ref} = 0.05 \text{ rad} = 2.86^\circ$ e de $\psi_{ref} = 1 \text{ rad} = 57.30^\circ$

Pelos gráficos obtidos é possível concluir-se que o sistema realiza um bom seguimento dos estados. O tempo de estabelecimento a 2% está próximo dos 100 segundos para todos os estados. Para adquirir os gráficos da figura 8 não se ultrapassaram os limites impostos para δ_A e δ_R que são respetivamente, $\pm 17^\circ$ e $\pm 23^\circ$.

5 Inclusão dos sensores e actuadores

Após o controlo de atitude segue-se a modelação de sensores e actuadores para o sistema.

Os sensores são incorporados para a medição das grandezas físicas e consequente conversão dessas em sinais analógicos.

Para a inserção dos mesmos foram especificadas para os diferentes estados algumas condições de acordo com o enunciado, assim, sempre que aplicável:

- Gammas de medida foram modeladas com blocos de saturação que representam os respetivos

intervalos;

- Ruído branco modelado com um bloco *random generator* ligado a um relógio com a frequência pedida;
- Offsets modelados por simples blocos de soma;
- Constante de tempo (apenas para o sensor do ângulo de derrapagem) foi modelada através da respetiva função transferência;

Contudo, como o controlador funciona com sinais digitais e à saída do bloco da figura 9 a unidade é o Volt, foi criado um inversor de forma a ser possível a conversão de sinal (circuito inversor). Este circuito assegura que as suas saídas são dadas em SI.

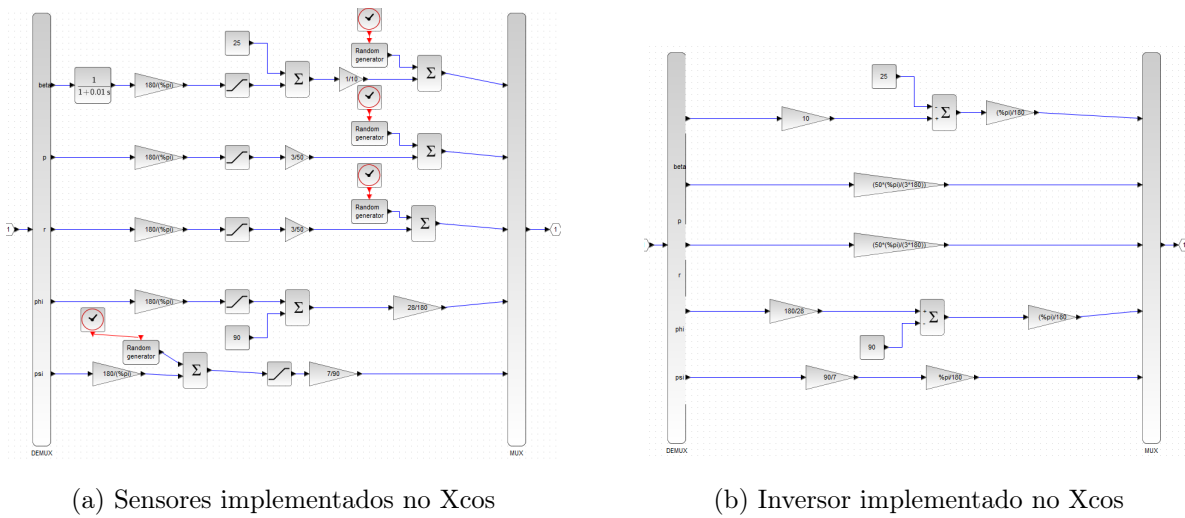


Figura 9

Relativamente aos atuadores, necessários para transformação do sinal digital proveniente do controlador em defleções das superfícies de controlo foram também implementadas as restrições entre as quais estão a frequência de amostragem de 40 Hz, as saturações de $\delta_A = \pm 17^\circ$ e $\delta_R = \pm 23^\circ$, as constantes de tempo de 100 ms e velocidades máximas de 1rad/s para essas mesmas superfícies. estas restrições foram modeladas respetivamente através de blocos de amostragem (S/H) ligados a um relógio com a respetiva frequência; blocos de saturação; função de transferência e *rate limiter*

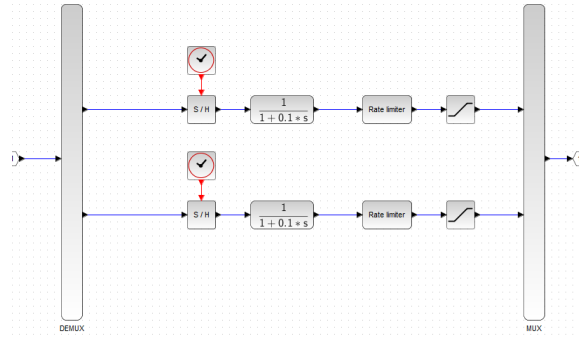


Figura 10: Atuadores implementados no Xcos

É visível pelo gráfico da figura 11 que ocorre o seguimento dos estados β e ψ como esperado mas com alguma variação devido à presença de ruído nos sensores implementados. Para além disto, e por análise do gráfico referente às entradas, conclui-se que os valores máximos estipulados para δ_A e δ_R nunca foram ultrapassados apesar da presença de ruído à semelhança do gráfico dos estados.

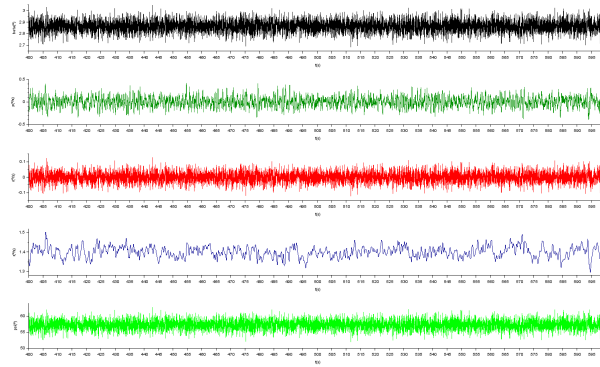


Figura 11: Comportamento do sistema com inserção de sensores, inversores, atuadores e degraus de $\beta_{ref} = 0.05 \text{ rad} = 2.86^\circ$ e de $\phi_{ref} = 1 \text{ rad} = 57.30^\circ$

6 Simulação no domínio do tempo/análise complementar

Para se atingir o objetivo da patrulha é necessário seguir-se uma trajetória.

Para tal, recorre-se ao ângulo de rumo ($\lambda = \beta + \psi$), no qual se assume que $\beta = \beta_{ref} = 0^\circ$ para todo o percurso. A relação entre o ângulo λ e a posição do avião no referencial da Terra é descrita pela integração do seguinte sistema de equações:

- $\dot{N} = U_0 \cos(\lambda) + \dot{N}_w$
- $\dot{E} = U_0 \sin(\lambda) + \dot{E}_w$

Note-se que apenas será tido em conta a presença de vento constante a 10 m/s vindo de Norte. Tudo isto está representado num bloco de cinemática do xcos intitulado "posição: N,E, lambda":

Para além disto, o equipamento de GPS foi introduzido com as características indicadas no enunciado. Este sistema simula a receção da posição (N,E) e retorna a posição com ajustes para a resolução

horizontal, frequência de amostragem e ruído introduzido. Este sistema utiliza apenas a velocidade-solo (com a respetiva influência do vento), o ângulo de guinada com as integrações necessárias (e a hipótese de introdução de um offset na posição inicial) para determinar a posição do avião para cada instante desenhando a sua trajetória num gráfico Oxy, em que o smieixo positivo x aponta na direção E: Este e o smi eixo positivo y aponta na direção N: Norte.

Para o cálculo do Rmin, necessário para o conhecimento das sucessivas posições do avião, utilizou-se a expressão $U_0 = R_{min}\dot{\psi} = R_{min}\frac{g}{U_0}\tan(\phi_{max}) \Leftrightarrow R_{min} = \frac{(U_0)^2}{g * \tan(\phi_{max})} = 481.394 \text{ m}$ na qual se assumiu que $\phi_{max} = 30^\circ$.

Na aplicação do seguimento da trajetória delineada pela patrulha o ângulo de guinada ψ que é introduzido na entrada do seguimento deste ângulo tem de ser corrigido devido à influência do vento. Esta correção é dada entre o ângulo ideal, ψ_I e o ângulo real, ψ_R por uma diferença $|\Delta\psi|$, tal que $\psi_R = \psi_I + \Delta\psi$, de acordo com o diagrama da figura 12.

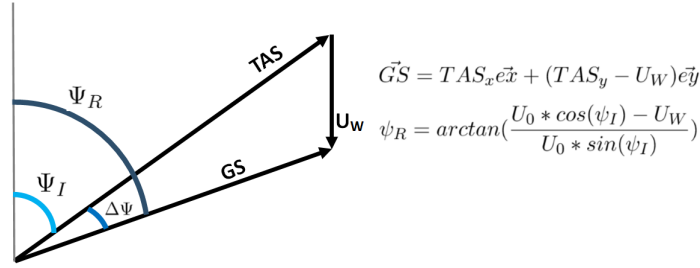


Figura 12: Diagrama vetorial de velocidades

A solução da equação acima é não linear, contudo recorreu-se às funções de cálculo numérico do SciLab para aproximar a solução de modo a obter o ângulo corrigido que a função *trajetoria.sci* dará ao sistema para que este faça o seguimento desejado.

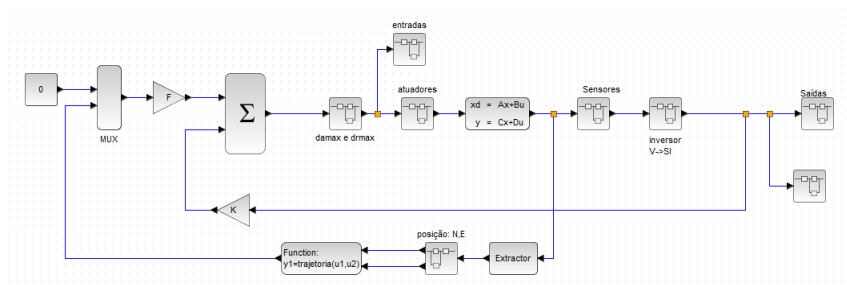


Figura 13: Sistema de controlo final implementado no xcos

Na figura 14 está exemplificado um dos ensaios realizados no domínio do tempo que comprova como apenas faltaria descrever a trajetória de uma patrulha na função *trajetoria.sci* para atingir todos os objetivos do trabalho.

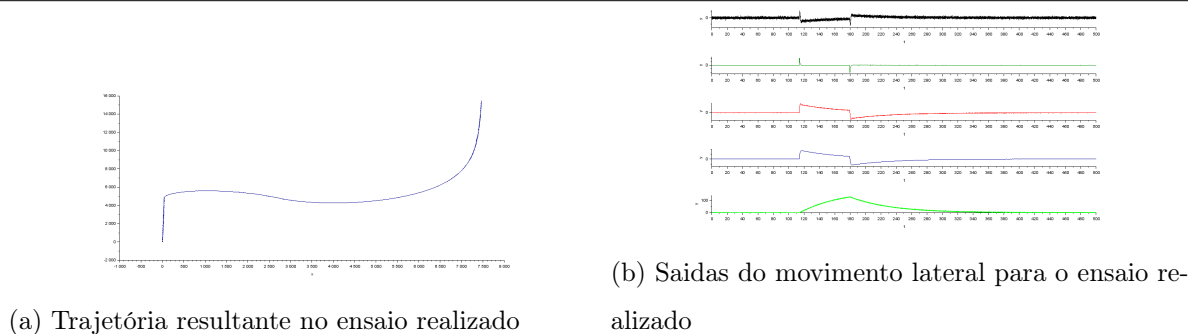


Figura 14: Exemplo de ensaio realizado na simulação no domínio do tempo

7 Conclusões

Na realização deste projeto começamos por determinar as características do movimento lateral da aeronave em estudo, tendo verificado que em anel aberto apesar de estável o sistema não era de nível 1. Por isso, procedemos à sua estabilização, através duma lógica SISO, o que nos permitiu cumprir os requisitos de amortecimento e qualidades de voo impostos. Passámos depois ao controlo de atitude/trajetória, onde utilizamos um LQR, que permite tanto a estabilização como, após correção do ganho estático do anel fechado através de uma matriz de pré-multiplicação, o seguimento de ângulos de referência, neste caso, de derrapagem e guinada. De seguida procedeu-se à modelação dos sistemas reais: Atuadores, Sensores e sistema de localização. O sistema de controlo obtido, apesar de não apresentar um tão bom seguimento das trajetórias impostas como o anterior devido à simulação de sistemas reais que introduzem erro no sistema mas consegue ser suficientemente fiável.

Contudo não foi possível concretizar toda a trajetória da partilha por falta de tempo. Contudo apenas a descrição da patrulha por uma função chamada *trajetoria.sci*. Nesta dever-se-ia utilizar condições baseadas na posição (E,N) do avião para comandar diferentes ângulos de guinada de acordo com a trajetória, tendo em conta que $\psi = \psi + \beta$, com $\beta = 0$. A correção necessária devido à influência do vento é feita também dentro desta função. Consideramos que os objetivos traçados inicialmente foram quase totalmente cumpridos e que com as várias etapas percorridas durante este projeto foi possível compreender melhor o tema e aumentar as nossas competências a nível do controlo de voo, lidando com um sistema completo estudando o seu movimento lateral.

8 Bibliografia

1. José R. Azinheira, Controlo de Voo, Fevereiro 2016
2. Donald McLean, Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall, 1990