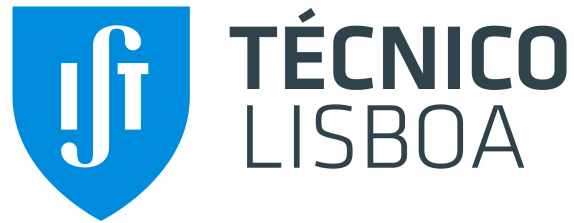


UNIVERSIDADE DE LISBOA



INSTITUTO SUPERIOR TÉCNICO

Mestrado Integrado em Engenharia Aeroespacial

Controlo de Voo

Docentes: Professor José Raul Azinheira
Professora Alexandra Moutinho

Grupo 21 - Tema 12 (BAE146-1)
Controlo do Ângulo de Rumo em Volta Coordenada
Simulação de Patrulha - LOS

maio de 2020

Alunos:

António Oliveira n.º 86615
Miguel Félix n.º 87083

1 Introdução

O seguinte projeto foi desenvolvido com o objetivo de controlar o modo lateral da aeronave British Aerospace 146 (também conhecida por BAE 146). Esta é uma aeronave pequena, maioritariamente de transporte comercial, no entanto também é operada por alguns países para transporte militar.

Os objetivos deste trabalho passam por: estabilizar a aeronave, garantindo o nível 1 de qualidades de voo, juntamente com uma especificação especial para o projeto; fazer o controlo do ângulo de rumo, λ , em volta coordenada; implementação de sensores não ideais e de atuadores; e por fim realizar uma simulação de patrulha - LOS (*Line Of Sight*) ao longo de um percurso dado no enunciado.

2 Bases Teóricas

Neste capítulo serão explicados, do ponto de vista teórico, os diferentes métodos utilizados para estabilização e controlo do sistema em estudo. Posteriormente, quando cada um deles for utilizado, será mostrado como esse método se aplica no nosso modelo.

2.1 Modelo Dinâmico do Movimento Lateral

Por forma a fazer-se a análise da dinâmica do avião, é necessário recorrer à formulação em espaço de estados, onde as entradas δ_a e δ_r permitem controlar a evolução das variáveis de estado do movimento lateral. Sendo as equações que determinam as seguintes, para o caso determinístico:

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

$$\dot{y} = C \cdot x + D \cdot u$$

Sendo:

- A a matriz da dinâmica;
- B a matriz de entrada;
- C a matriz de saída;
- D matriz de saída directa.

Mais à frente no projeto será adicionado o vento e o ruído dos sensores.

2.2 LGR - Lugar Geométrico das Raízes

O LGR é uma ferramenta que permite mapear os zeros e pólos de uma dada função transferência, no referencial imaginário. Uma vez que esta só permite analisar sistemas SISO, esta será maioritariamente usada no SAE do passo 2 do projeto.

Também conhecido por *Root Locus*, permite avaliar a posição dos pólos, consoante a variação do seu ganho, alterando por sua vez a resposta do sistema.

2.3 LQR - Regulador Quadrático Linear

Ferramenta de controlo moderno em que o controlador é obtido como resultado de um processo de otimização da função de custo $J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (x^T Q x + u^T R u) dt$. Será utilizada no passo 3 do projeto, e trata-se de um sistema MIMO em que a formulação em espaços de estados possui vários inputs e vários outputs, ao contrário do sistema utilizado no passo 2.

A função de custo, como visto na sua expressão, depende de duas matrizes, Q e R. Para se obter os valores destas, recorreu-se ao Método de *Bryson*. Estas duas são matrizes diagonais que possuem nas suas entradas os valores máximos das perturbações esperados dos ângulos/velocidades angulares dos estados e ângulos das entradas (ailerons e rudder), para a manobra em causa, sendo o caso em estudo o da volta coordenada. Para tal será necessário arbitrar os valores máximos para estes ângulos, razões angulares e deflexões.

Ao minimizar-se a função de custo J, pelo método LQR, obtém-se a matriz dos ganhos K, que representa a realimentação ótima de todos os estados do sistema.

2.4 LOS - Line Of Sight

O *Line Of Sight* é um de vários métodos usados no seguimento de trajetória horizontal. Este consiste em apontar-se a aeronave para um determinado ponto do percurso, que se quer que esta percorra, e realimentar o rumo a partir da diferença das coordenadas dos pontos do percurso que são dados à aeronave para percorrer, e a posição atual da aeronave. Esta funciona com base na função *atan2*, função semelhante ao arco de tangente, mas que atua para rumos superiores a 90 graus. Este método será usado apenas na simulação da patrulha.

3 Aeronave - Análise em Anel Aberto

A análise do projeto começa por se implementar o modelo de espaço de estados e, para tal, é necessário introduzir os dados da aeronave e os valores das matrizes da dinâmica e da entrada, respetivamente A e B. Por requisito do enunciado, o primeiro estado do modo lateral, que habitualmente é v (componente lateral do vento), será substituído por β (ângulo de derrapagem), e para tal terão de se dividir alguns termos da matriz A por u_0 (velocidade longitudinal). Assim sendo, as características da aeronave BAE146, em condição de voo 1, são as seguintes:

```
pi = 3.14159; deg = pi/180; g = 9.81; h = 0; M = 0.25; aa0 = 5.27 * deg;
gg0 = 10 * deg; u0 = 84.99; da0 = 0.00; dr0 = 0.00; damax = 17 * deg;
drmax = 23 * deg; m = 43091; Ix = 16576051; Iy = 1926217; Iz = 2427183;
Ixz = 1763; S = 85.84; b = 26.213; c = 3.277; aamax = 14.10 * deg;
ybb = -0.0538; yv = ybb; lbb = -0.0508; lv = lbb; nbb = 0.7144; nv = nbb;
yp = 0.0011; lp = -0.0615; np = -0.0743; yr = 0.0069; lr = -0.0046;
nr = -0.1366; l_lv = lv + (Ix/Ix)*nv; n_lv = nv + (Ix/Iz)*lv;
l_lp = lp + (Ix/Ix)*np; n_lp = np + (Ix/Iz)*lp; l_lr = lr + (Ix/Ix)*nr;
n_lr = nr + (Ix/Iz)*lr; Yda = 0; Lda = -0.155; Nda = 0.138; Ydr = -0.030;
Ldr = -0.012; Ndr = -0.489;
```

As matrizes da dinâmica do espaço de estados são definidas, em função das características da aeronave, da seguinte forma.

```
% Matrizes do Espaço de Estados
A = [yv (yp+aa0) (yr - l) (g*cos(tt0)/u0); l_lv l_lp l_lr 0; n_lv n_lp n_lr 0; 0 1 tan(tt0) 0];
B = [Yda Ydr ; Lda Ldr ; Nda Ndr ; 0 0];
C = [1 0 0 0 ; 0 1 0 0 ; 0 0 1 0 ; 0 0 0 1];
D = [0 0; 0 0; 0 0; 0 0];
```

Os pólos obtidos com o sistema em anel aberto, foram os seguintes

Pole	Damping	Frequency (rad/TimeUnit)	Time Constant (TimeUnit)
-1.03e-01 + 8.45e-01i	1.21e-01	8.51e-01	9.68e+00
-1.03e-01 - 8.45e-01i	1.21e-01	8.51e-01	9.68e+00
-5.34e-02	1.00e+00	5.34e-02	1.87e+01
8.07e-03	-1.00e+00	8.07e-03	-1.24e+02

De acordo com as características da aeronave BAE146, definiu-se que esta é de Classe III e de Categoria A, pois encontra-se em voo de nível com controlo preciso de trajetória. Analisando os resultados, verifica-se que o pólo da espiral é instável, o rolamento holandês tem um amortecimento baixo (inferior ao 0.6 imposto pelo enunciado do projeto), e o rolamento tem uma frequência muito baixa (inferior a 0.71 rad/s imposto pelas qualidades de voo de nível 1). Ou seja, neste momento a aeronave encontra-se instável e sem cumprir os requisitos de qualidades de voo de nível 1.

4 Sistema de Aumento de Estabilidade

Com os resultados obtidos dos pólos em anel aberto, verificou-se que há necessidade de aumentar a estabilidade do sistema, e cumprir com os requisitos das qualidades de voo de nível 1. Como requisito do passo 2 do projeto, irá usar-se uma abordagem SISO, através do método do LGR, para alcançar estes objetivos.

Por forma a cumprir os requisitos de nível 1, os seguintes modos de voo, terão de ter as seguintes condições para os seus valores.

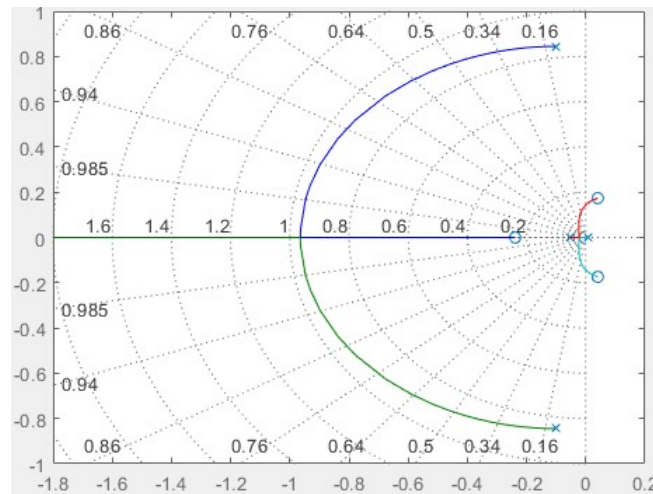
- Rolamento Holandês:
 - Amortecimento: $\xi > 0,6$ (Requisito do enunciado do projeto)
 - Frequência: $\omega_n > 0,5$
 - Produto: $\xi \omega_n > 0,35$
- Rolamento:
 - Constante de tempo: $T_p = \frac{1}{\omega_n} < 1,4$; ou seja $\omega_n > 0,71$

- Espiral:

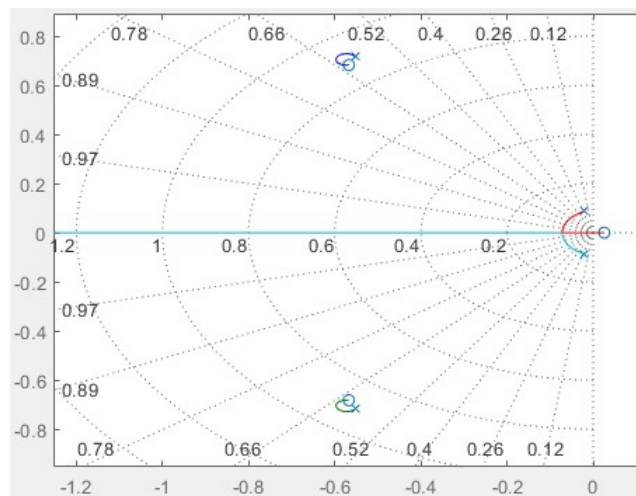
– Tempo: $T_2 = \frac{\ln(2)}{\omega_n} > 12s$; ou seja $\omega_n < 0,058$

4.1 Abordagem SISO

A realimentação habitual do modo lateral é a que corresponde ao aumento do amortecimento do rolamento holandês. Para tal procedeu-se à realimentação positiva da razão de guinada, r , para a deflexão do rudder. Pela observação do rootlocus, verificou se qual o melhor ganho por forma a que o amortecimento do rolamento holandês passasse a ser superior a 0,6.



Verificou se então que este ganho, seria $kr = 1,83$. No entanto, os pólos obtidos não cumprem com as qualidades de voo exigidas, foi então realizada uma nova realimentação, desta vez para melhor a frequência do rolamento. Para tal fez se uma realimentação positiva da razão de rolamento, para a deflexão do aileron, por forma a que a sua frequência passe a ser maior que 0,71.



Obtendo se assim o ganho $kp = 4,7$. Os pólos do sistema passaram a ser os seguintes.

Esta realimentação SISO foi a melhor possível para este controlo, verificando-se o cumprimento das qualidades de voo mas não da estabilização total do sistema.

Pole	Damping	Frequency (rad/TimeUnit)	Time Constant (TimeUnit)
$-5.88e-01 + 7.23e-01i$	$6.31e-01$	$9.32e-01$	$1.70e+00$
$-5.88e-01 - 7.23e-01i$	$6.31e-01$	$9.32e-01$	$1.70e+00$
$-7.13e-01$	$1.00e+00$	$7.13e-01$	$1.40e+00$
$1.35e-02$	$-1.00e+00$	$1.35e-02$	$-7.43e+01$

5 Controlo do Ângulo de Rumo em Volta Coordenada

Foi decidido que se adicionaria um quinto estado no sistema (ψ - ângulo de guinada) de forma a poder controlar-se facilmente o rumo da aeronave. Incluem-se agora 5 estados (β, p, r, ϕ, ψ) e duas variáveis de controlo ($\delta a, \delta r$). Para calcular os ganhos necessários para controlar a aeronave, optamos por utilizar um método computacional de controlo moderno, o LQR.

5.1 LQR

Depois de alguns ajustes na escolha das perturbações que definem as matrizes Q e R, foi utilizado o método de Bryson. Após a implementação da realimentação, foi conseguido o controlo a aeronave, em que a colocação de um ângulo ψ desejado à entrada, fez com que o sistema tendesse para esse ângulo. Verificamos também que as qualidades de voo de nível 1 e a condição imposta do projeto, ξ maior que 0.6, tinham sido cumpridas. Apresentam-se os valores que arbitrou-se para as matrizes Q e R, e os pólos obtidos.

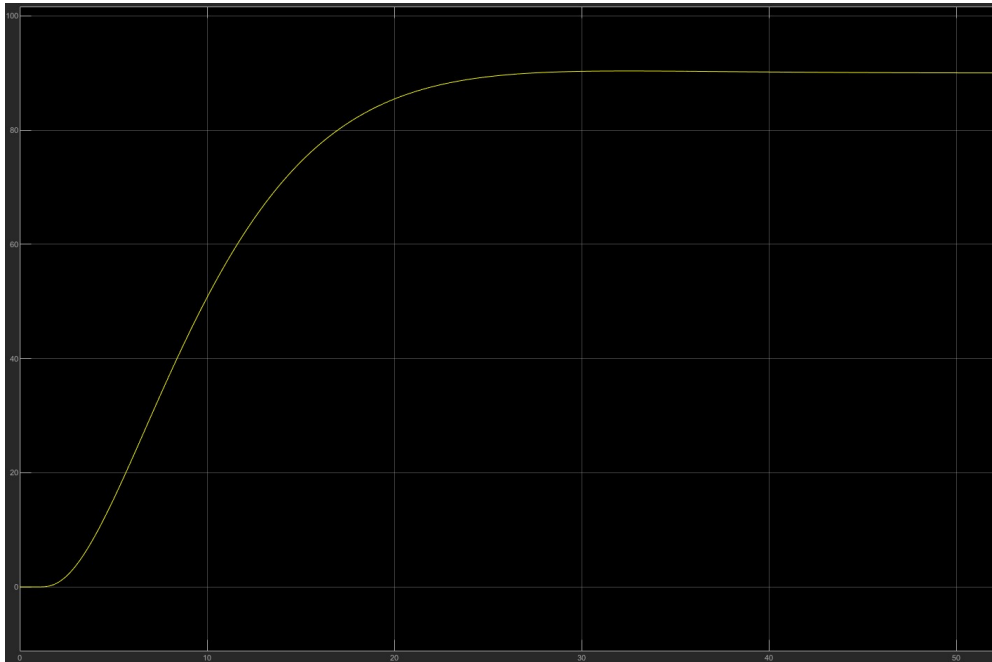
```
%Método de Bryson
max_bb = 2*deg;
max_p = 1*deg;
max_r = 5*deg;
max_phi = 5*deg;
max_psi = 25*deg;
max_da = 10*deg;
max_dr = 10*deg;

Q = diag([1/(max_bb^2);1/(max_p^2);1/(max_r^2);1/(max_phi^2);1/(max_psi^2)]);
R = diag([1/(max_da^2);1/(max_dr^2)]);
```

Ao ser adicionado um quinto estado, verifica-se uma alteração da configuração dos pólos em anel fechado, com dois pares de pólos complexos e um pólo real. O pólo real corresponde ao rolamento, o par de pólos complexo mais afastado corresponde ao rolamento holandês e o outro par de pólos complexos está associado à espiral.

O gráfico obtido na simulação feita em *Simulink* para uma entrada de $\psi = 90^\circ$ foi o seguinte, correspondendo a valores de tempo de estabilização razoáveis e com pouca sobrelevação:

Pole	Damping	Frequency (rad/TimeUnit)	Time Constant (TimeUnit)
-1.11e+00 + 1.17e+00i	6.88e-01	1.61e+00	9.01e-01
-1.11e+00 - 1.17e+00i	6.88e-01	1.61e+00	9.01e-01
-1.52e+00	1.00e+00	1.52e+00	6.59e-01
-1.80e-01 + 1.02e-01i	8.69e-01	2.07e-01	5.56e+00
-1.80e-01 - 1.02e-01i	8.69e-01	2.07e-01	5.56e+00



6 Sensores e Atuadores

6.1 Sensores

Foi necessária a introdução de sensores para a leitura dos ângulos e velocidades angulares da aeronave, de forma a tornar o projeto mais realista e cumprir com os requisitos do ponto 4. Foram usados 5 sensores diferentes: para o ângulo aerodinâmico β , para as razões angulares p e r , para o ângulo de rolamento, para o ângulo de guinada (todos estes para o controlo) e para o GPS (apenas usado na simulação).

Os 4 primeiros sensores mencionados são constituídos por uma função transferência (para converter os graus em volts), um *offset*, ruído e uma saturação introduzidos em série, por esta ordem. Com os valores dados no enunciado do projeto, é possível calcular os diferentes parâmetros que se introduzem nos blocos em *Simulink*. Os dados fornecidos são: constante de tempo, gama de medida de entrada, gama de voltagem de saída e ruído branco.

A função transferência é obtida usando as gamas de entrada e saída e a constante de tempo. Através destes valores descobrimos o denominador usando a expressão (gama de medida de saída [V] / gama de medida de entrada [rad]) e o numerador usando a constante de tempo [s] a multiplicar pela variável de Laplace s e somando 1. Para obter o *offset*, apenas dividimos a soma dos limites

da gama de voltagem por 2, quando a variação do gama for "simétrica"(isto é, por exemplo, para gamas entre 0/360°, o offset será 0 V). No cálculo do ruído, foi usada a expressão $P = \sigma^2 \times T_s$, em que σ é o valor ruído branco RMS dado e T_s (ou *sample time*) assumiu-se ser o período de amostragem dos controladores ($1/40\text{Hz} = 0.025\text{ s}$), quando não era especificado um período ou frequência próprios. A saturação é obtida diretamente dos valores das gamas de voltagem.

Para o **sensor do ângulo β** foi dado uma gama de entrada entre -25/25°, uma gama de saída 0/5 Vdc, uma constante de tempo de 10 ms e ruído de 5 mV RMS. Obtiveram-se os valores de 5.729 para o ganho, 0.01 s para constante de tempo, 2.5V para o *offset*, ruído de 6.25×10^{-7} e limites de saturação entre 0/5V.

Para o **sensor das razões angulares p e r**, foi dado uma gama de entrada entre -50/50 °/s, uma gama de saída -3/3 Vdc e ruído de 2 mV RMS. Obtiveram-se os valores de 3.491 para o ganho, 2.5V para o *offset*, ruído de 1×10^{-7} e limites de saturação entre -3/3V. Neste sensor e nos seguintes, não foi dada uma constante de tempo, assumiu-se o período.

Para o **sensor de ângulo de rolamento**, foi dado uma gama de entrada entre -90/90°, uma gama de saída 0/28 Vdc e sem ruído. Obtiveram-se os valores de 8.913 para o ganho, 14V para o *offset* e limites de saturação entre 0/28V.

Para o **sensor de ângulo de guinada**(bússola), foi dado uma gama de entrada entre 0/360°, uma gama de saída 0/28 Vdc e ruído branco de 1.5° RMS. Obtiveram-se os valores de 4.46 para o ganho, 0 V para o *offset*, ruído de 1.71×10^2 e limites de saturação entre 0/28V.

Para o **sensor de GPS**, há algumas diferenças em relação aos anteriores. Foi dado uma resolução horizontal de 0.5m, ruído branco de 4 m RMS e uma frequência de amostragem de 1 Hz. Foi necessário inserir um *quantizer* com o parâmetro de valor de 0.5 m, um *zero-order hold* com 1 s e ruído de 16 m com 1 s de *sample time* (T_s).

6.2 Atuadores

Procedeu-se à inclusão dos atuadores, pelas mesmas razões da inclusão dos sensores. Foram usados 2 atuadores para as duas variáveis de controlo, δa e δr . Os atuadores são bastante semelhantes sendo ambos constituídos por um *zero-order hold*, um saturador, um *rate limiter* e respetiva função transferência, colocados em série, nesta ordem. Com os dados fornecidos, podemos obter e calcular os parâmetros que são necessários introduzir nas configurações de cada bloco em *Simulink*.

São dados vários parâmetros para os atuadores: velocidade máxima das superfícies, constante de tempo, frequência de amostragem e limites físicos angulares (diferentes para as duas superfícies de controlo). Com a velocidade máxima das superfícies, temos os valores a introduzir nos parâmetros do bloco *rate limiter* que serão -1 rad/s e 1 rad/s; a constante de tempo (100ms = 0.1s) será introduzida no denominador da função transferência, que será s multiplicado por 0.1 e somado de 1; a frequência de amostragem definirá o período de amostragem ($1/40\text{Hz} = 0.025\text{s}$) parâmetro introduzido no bloco *zero-order hold*.

A única diferença em termos práticos entre os dois atuadores é a saturação. Para δa , os limites

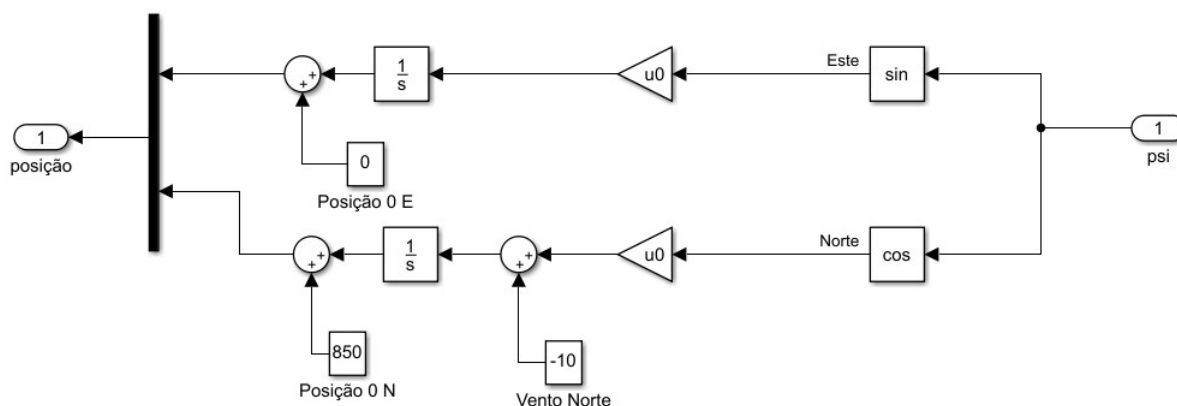
físicos estabelecidos para a aeronave são de -17° e 17° , que se traduzem diretamente nos limites de saturação aplicados. O mesmo acontece para δr , mas com valores diferentes para os limites, estando estes compreendidos entre -23° e 23° .

Através da análise do anel fechado, observamos que o controlador mantém as suas características principais, incluindo apenas algum ruído pouco significativo na saída. Não foi necessário corrigir nenhum aspecto do controlador nesta fase.

7 Simulação de Patrulha - LOS

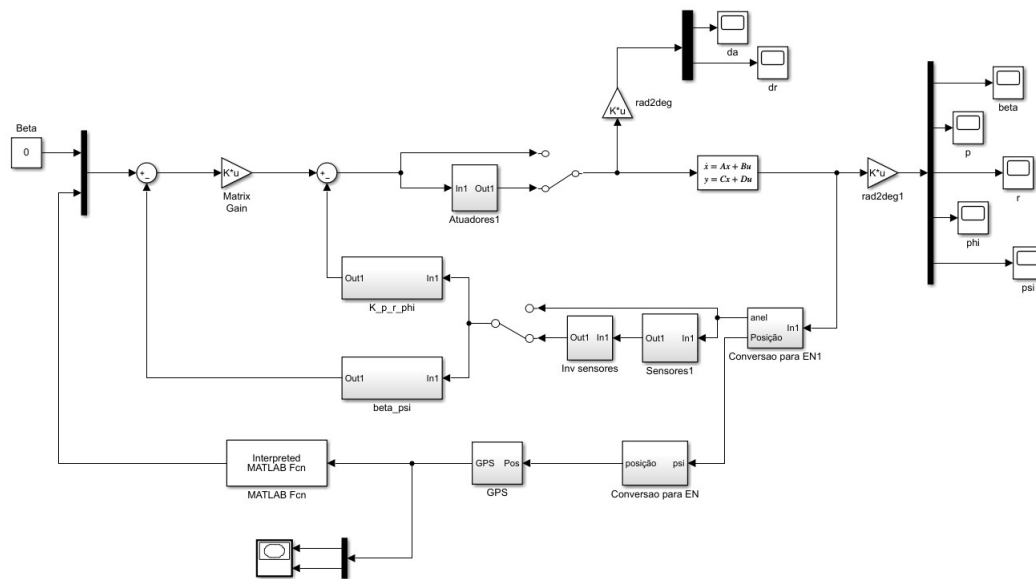
A simulação consiste em executar uma patrulha com base no seguimento LOS. Para tal foi criada uma função que contém os pontos da trajetória e calcula a distância a que a aeronave está do próximo ponto. Depois de realizar alguns testes, chegou-se à conclusão que a distância a alcançar seria 1400 m. Esta escolha priorizou a realização do trajeto, em deterioramento da passagem exata nos pontos dados, uma vez que, para raios muito pequenos, a aeronave tende a desviar-se muito da trajetória no caso de voltas apertadas (*overshoot*). Por outro lado, raios muito grandes irão fazer com que a aeronave se desvie em demasia da trajetória e poderá mesmo acabar por ignorar alguns pontos de passagem. Assim, quando a distância calculada atingir os 1400 m, começa a apontar para o ponto seguinte. Para calcular o ângulo que tem de ser introduzido no controlo, avaliar a proximidade e mudar para o próximo ponto da trajetória, foi então usada a função 'E_rumo_ref' (em anexo) que tem por base a função *atan2*, incluída no *Matlab*.

Para o cálculo da posição atual, houve necessidade de incluir o GPS projetado anteriormente. Este GPS tem por base o ângulo de rumo atual e a velocidade e calcula as coordenadas Norte e Este através das relações trigonométricas (visto na imagem). Para simular o efeito do vento na simulação foi adicionado um fator de 10 m/s. Através desta adição, o ângulo ψ irá automaticamente ser igual ao ângulo λ , com β desprezável. O diagrama final pode ser visto na imagem:

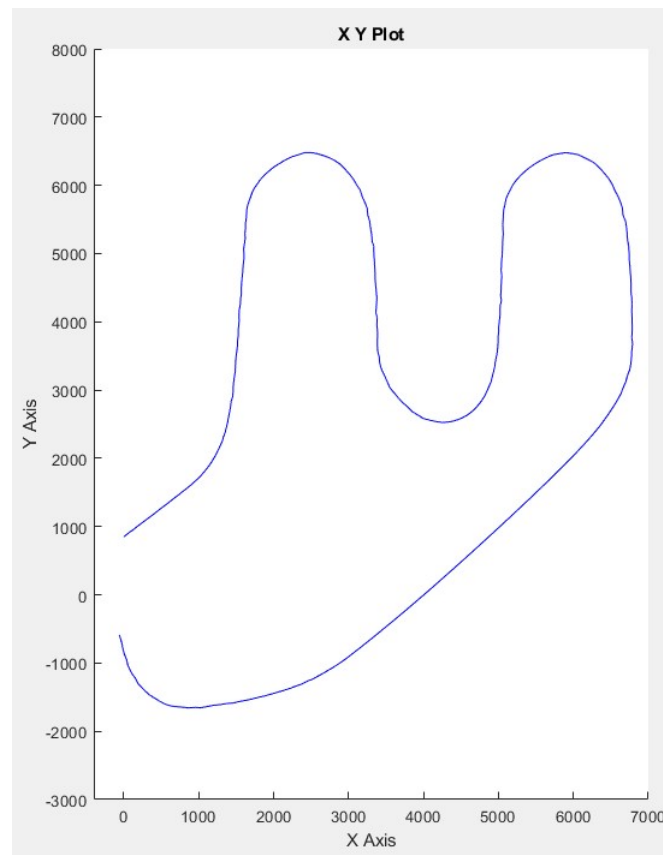


Os diagrama de blocos finais usados foram os seguintes:

Após alguns testes, o raio mínimo escolhido foi de 850 m pois revelava um bom desempenho



geral nas voltas, sem ultrapassar os limites dos valores dos estados impostos, nomeadamente o ϕ que tinha que ser menor que 30° . Através da simulação realizada, obtivemos o seguinte movimento da aeronave no plano E-N(x,y) para os pontos apresentados ao lado:



8 Conclusão

Os objetivos para este trabalho foram em grande parte atingidos, tendo sido projetado um controlador de movimento lateral da aeronave BAE-148e posteriormente realizada com sucesso a simulação de uma patrulha LOS. Inicialmente, o sistema não cumpria com as qualidades de voo e apresentava-se instável. Através de algum estudo e aprimoramento, conseguiu-se controlar a aeronave com tempos de resposta bastante razoáveis, cumprindo também com as qualidades de voo impostas. A simulação realizada seguiu o trajeto definido com algum grau de precisão, cumprindo com os limites dos parâmetros das atitudes impostos.

Conclui-se que a aplicação dos métodos de controlo moderno é eficaz e rápido de implementar, requerendo ao utilizador apenas alguns ajustes nas matrizes Q e R.

Através deste trabalho, podemos pôr em prática os conhecimentos adquiridos ao longo do semestre, tornando-nos mais aptos e mais familiarizados com os conceitos e com este tipo de formulações. O trabalho permitiu também que fossem adquiridos conhecimentos complementares do programa *Matlab* e do simulador *Simulink*. Este projeto representa assim uma mais valia para a formação dos alunos, que certamente irá facilitar o seu trabalho no futuro.

9 Bibliografia

- Azinheira, J. (2020). *Sebenta de Controlo de Voo*;
- Oliveira, J. (2019). *Apontamentos de Estabilidade de Voo*;

Anexos

Anexo A - Sensores e Atuadores

