



Instituto Superior Técnico
Mestrado Integrado em Engenharia Aeroespacial

EKC-340 - Aterragem com ILS

Controlo de Voo

Tema 52

Jorge Ribeiro nº 92699

Vicente Silvestre nº 92730

Professor José Raul Azinheira

6 de junho de 2021

Índice

1	Introdução	2
2	Determinação e Análise do modelo em estudo	2
3	Aumento de estabilidade	3
4	Controlo de atitude/trajectória	5
5	Inclusão dos sensores e actuadores no modelo	6
6	Análise complementar	8
7	Conclusão e Análise Crítica	12

1 - Introdução

Este trabalho foi desenvolvido no âmbito da unidade curricular de Controlo de Voo. Foi proposta a síntese de um controlador, bem como da análise crítica do mesmo e de todas as suas fases para a aeronave EKC390. Foi definido segundo o grupo 52 a condição de voo 4.

No entanto, segundo as diretivas fornecidas será apenas necessário realizar o controlo para o movimento lateral, com análise das características e qualidades de voo correspondentes, com objetivo de atingir nível 1 para todos os modos laterais, e amortecimento de Rolamento Holandês com amortecimento não inferior a 0.6.

As diferentes fases do projeto incluem primeiramente de uma análise das qualidades de voo da aeronave, seguidas de um aumento de estabilidade do sistema através de uma realimentação obtida de controlo clássico. Em terceiro lugar será definido um controlador para seguimento das variáveis do espaço de estados de derrapagem (β) e ângulo de rolamento(ϕ). Apenas depois de obter os pontos anteriores se procederá ao quarto ponto, que consiste na introdução de atuadores e sensores, para melhorar simular uma situação real de voo para a aeronave. Por último, o objetivo final é permitir à aeronave realizar uma aterragem automática com ILS, em que um controlo da trajetória preciso é necessário. Este último ponto será realizado conforme as especificações fornecidas incluindo a influência do vento.

Para a realização destas várias fases foi utilizada a ferramenta Simulink do MatLab, bem como a sua interface. Toma-se em atenção que durante este projeto se utilizará maioritariamente métodos de Controlo Moderno, pelo que será apenas apresentada uma resolução muito provavelmente não única para o controlador.

2 - Determinação e Análise do modelo em estudo

O movimento lateral da aeronave foi descrito usando a formulação em espaço de estados, assumindo que o movimento lateral está desacoplado do movimento longitudinal.

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad \text{onde} \quad x = [\beta \ p \ r \ \phi]^T, \quad u = [\delta_a \ \delta_b]$$

A matriz da dinâmica, A, e a matriz de entrada, B, são obtidas da linearização das equações da dinâmica lateral em torno de um ponto de equilíbrio em voo retilíneo nivelado na ausência de perturbações ou ruído, e são dadas por:

$$\begin{pmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Y_{\beta} & Y_p + \frac{W_0}{U_0} & Y_r - 1 & \frac{g}{U_0} \cos\theta_0 \\ L'_{\beta} & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_{\beta} & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan\theta_0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ L'_{\delta_a} & L'_{\delta_r} \\ N'_{\delta_a} & N'_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{pmatrix}$$

onde L'_i e N'_i são as derivadas de estabilidade modificadas, definidas como $L'_i = L_i + N_i \cdot I_{xz}/I_{xx}$ e $N'_i = N_i + L_i \cdot I_{xz}/I_{zz}$ e as restantes variáveis conforme a notação usada na bibliografia referenciada.

Os pólos do sistema correspondem aos valores próprios da matriz A, que se apresentam de seguida na Fig.1.

Pole	Damping	Frequency (rad/TimeUnit)	Time Constant (TimeUnit)
-2.86e-02 + 3.40e-01i	8.37e-02	3.42e-01	3.50e+01
-2.86e-02 - 3.40e-01i	8.37e-02	3.42e-01	3.50e+01
-3.83e-01	1.00e+00	3.83e-01	2.61e+00
-3.25e-02	1.00e+00	3.25e-02	3.08e+01

Figura 1: Pólos obtidos da matriz da dinâmica A

Analisando os pólos obtidos, verifica-se que o pólo correspondente ao modo espiral se localiza em $\lambda_E = -3.25 * 10^{-2}$, o pólo associado ao modo rolamento está em $\lambda_R = -3.83 * 10^{-1}$, e finalmente, o par de pólos complexos conjugados $\lambda_{RH} = -2.86 * 10^{-2} \pm 3.4 * 10^{-1}$ corresponde ao o modo de rolamento holandês.

Assumindo que a aeronave EKC390 é de classe III (aeronave pesada com manobrabilidade moderada) e está na fase de voo de categoria C, caracterizada por uma fase de voo terminal, com manobras lentas e controlo preciso, é possível determinar as seguintes qualidades de voo:

Modo Espiral: Como é um modo estável, então é de nível 1

Modo Rolamento: $1.4s < T_p = 2.61s < 3.0s$, logo é de nível 2

Modo Rolamento Holandês: $\xi = 0.084 > 0.08$, $\xi\omega_n = 0.029 < 0.05$, $\omega_n = 0.342 < 0.4$, logo é de nível 3

Globalmente, podemos concluir que a aeronave EKC390, para a fase de voo C é, do ponto de vista lateral, uma aeronave de nível 3.

3 - Aumento de estabilidade

Pretende-se obter qualidades de voo de nível 1, com amortecimento do rolamento holandês não inferior a 0.6. Como foi verificado na secção anterior a aeronave EKC390 nas condições de voo apresentadas apresenta modo de Rolamento de nível 2, bem como modo de Rolamento Holandês de nível 3, com amortecimento bem inferior a 0.6.

Para tentar resolver esses problemas foi utilizada a técnica de controlo SISO de Lugar Geométrico das Raízes (LGR). Numa primeira abordagem, uma vez que um dos modos a corrigir era o de Rolamento Holandês, foi utilizada a realimentação de *yaw damper*, ou seja, uma realimentação de δ_r com o estado "r". Para isto, obteve-se o seguinte LGR.

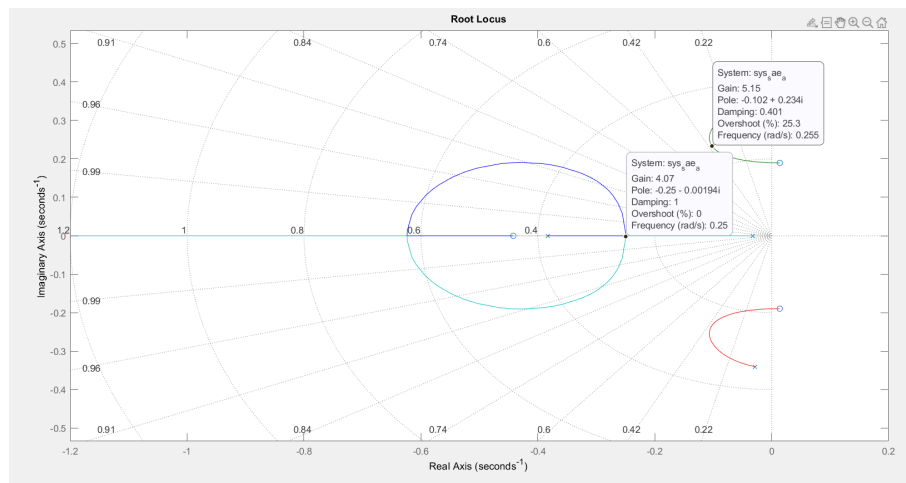


Figura 2: Gráfico de LGR para realimentação *yaw damper*

Como se pode verificar, através desta realimentação, não é possível atingir os valores desejáveis. O máximo de amortecimento conseguido para o Rolamento Holandês é 0.401, correspondente a um ganho de 5.15. No entanto, para ganhos superiores a 4.07 verifica-se que a espiral e rolamento degeneram num modo oscilatório, o que não é pretendido. Além disso estes valores afastam ainda mais o Rolamento do nível 1. Sendo assim, optou-se por um ganho k_r de 4 e realizou-se um segundo LGR, desta feita para uma realimentação de δ_a com p, para melhor controlar o rolamento, e melhorar os restantes resultados.

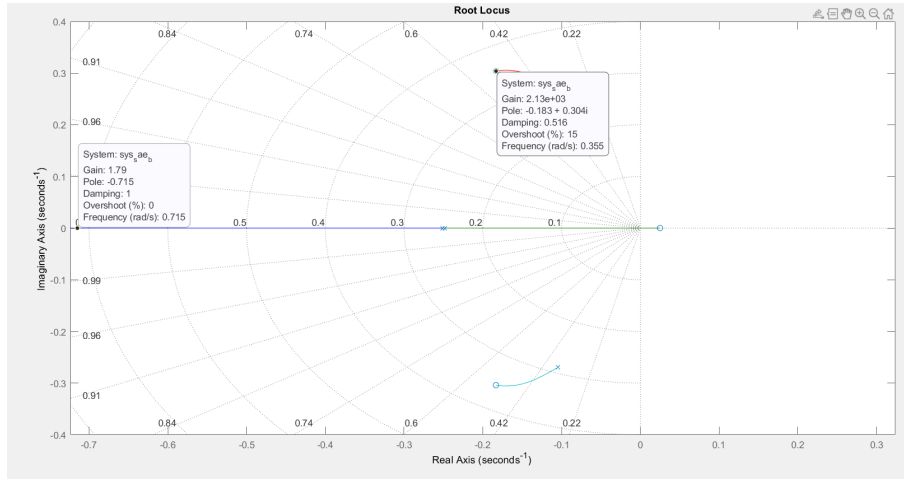


Figura 3: Gráfico de LGR para realimentação de δa com p.

Neste novo LGR os resultados melhoram relativamente ao anterior, no entanto ainda não é possível obter todos os pontos requisitados. Observa-se que é necessário um ganho de pelo menos 1.79 para alcançar o ponto de 1.4s de constante de tempo para Rolamento de nível 1. No rolamento holandês, nem um ganho de 2.13×10^{13} obtêm parâmetros de ω_n ou ϵ suficientes, e um ganho demasiado elevado destabilizaria a espiral.

Depois da realização de 2 LGRs chega-se às seguintes raízes:

Pole	Damping	Frequency (rad/TimeUnit)	Time Constant (TimeUnit)
-7.56e-01	1.00e+00	7.56e-01	1.32e+00
-1.45e-01 + 3.01e-01i	4.34e-01	3.35e-01	6.89e+00
-1.45e-01 - 3.01e-01i	4.34e-01	3.35e-01	6.89e+00
-4.65e-02	1.00e+00	4.65e-02	2.15e+01

Figura 4: Análise das raízes do anel fechado com realimentação de 2 variáveis.

através da equação $A_{AF} = A + B \cdot k$. Estes valores continuam, apesar das duas realimentações com nível global 2 e sem amortecimento de RH superior a 0.6. Com isto pode então concluir-se que usando este raciocínio SISO seria muito difícil, senão impossível, chegar a esses pontos, sem utilização de um método computacional. Para melhor entendimento foi ainda realizado um terceiro LGR de "r" para δ_r , ou seja, ARI . Contudo, este revelou-se infrutífero, uma vez que k_{r/δ_r} positivos apenas pioravam os resultados, e valores negativos destabilizam a espiral antes de obter melhores raízes. Portanto os melhores valores para os níveis de estabilidade obtidos pelo LGR utilizam a seguinte matriz k:

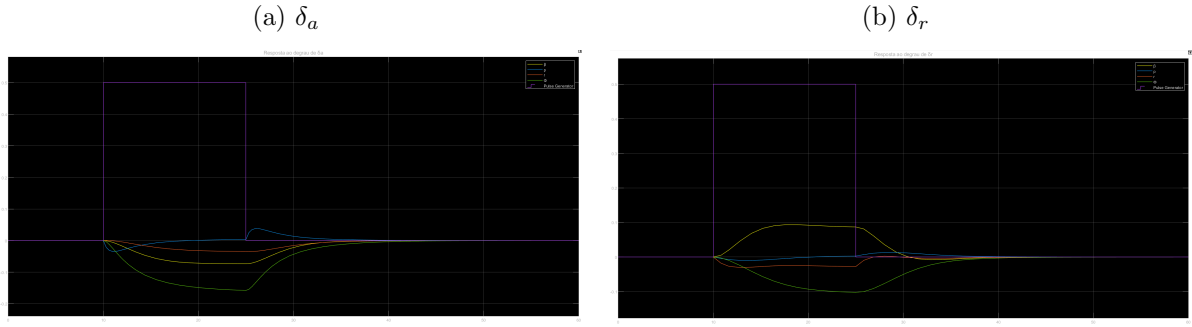
$$\begin{pmatrix} 0 & 2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 4 & 0 \end{pmatrix}$$

Por curiosidade, realizou-se um método de LQR bastante primitivo, segundo a lógica do método de Bryson, com os seguintes valores finais:

β	p	r	Φ	δ_a	δ_r
2.5	1	1	10	10	10

e assim já foi possível atingir todas as especificações, pelo que se deduz que é possível estabilizar a aeronave através de controlo moderno. A resposta dos estados a um degrau nas variáveis de entrada obtidas depois da realimentação com o ganho proveniente do LQR apresentavam boa e rápida estabilidade.

Figura 5: Respostas dos estados a degraus em



4 - Controlo de atitude/trajectória

Como foi observado, obter modos de nível 1 através de realimentação obtida por LGR é extremamente complexo. Assim sendo, para obter a matriz k necessária foi decidido usar o método LQR. Além disso para eliminar erro estático do sistema foram adicionadas 2 novas variáveis à sua dinâmica:

$$\dot{x}_5 = \beta \quad (4.1)$$

$$\dot{x}_6 = \phi \quad (4.2)$$

A realimentação irá então ser constituída por um anel interno para as variáveis p e r , e um externo com realimentação dos estados β e ϕ em servomecanismo com controlador PI.

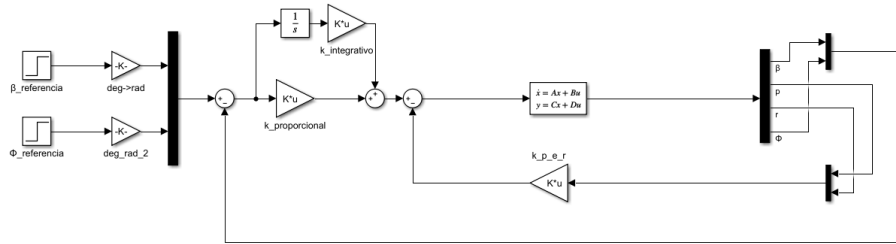


Figura 6: Diagrama de Blocos em simulink para seguimento de referência das variáveis β e ϕ

No cálculo da matriz de ganho por LQR foi utilizado o método de Bryson para se obter valores iniciais para as matrizes Q e R , tendo-se verificado que a realimentação não cumpria ainda os objetivos de estabilidade desejados.

β	p	r	Φ	x_5	x_6	δ_a	δ_r
2.5	1	1	10	0.5β	0.5ϕ	3	3

Tabela 1: Valores em $[\circ]$ no caso de ângulos, ou $[\circ/s]$ para velocidades angulares.

Como se pode observar, começou-se por valores conservativos das perturbações, com pequenas perturbações das variáveis de controlo e tendo em conta que as variações das variáveis integrativas seriam menores que as dos respetivos estados. Após várias iterações dos valores iniciais, obteve-se uma ponderação das matrizes Q e R , com os seguintes valores.

β	p	r	Φ	x_5	x_6	δ_a	δ_r
0.3	1	0.3	10	0.3β	0.3ϕ	3	5

Tabela 2: Valores em $[\text{º}]$ no caso de ângulos, ou $[\text{º/s}]$ para velocidades angulares.

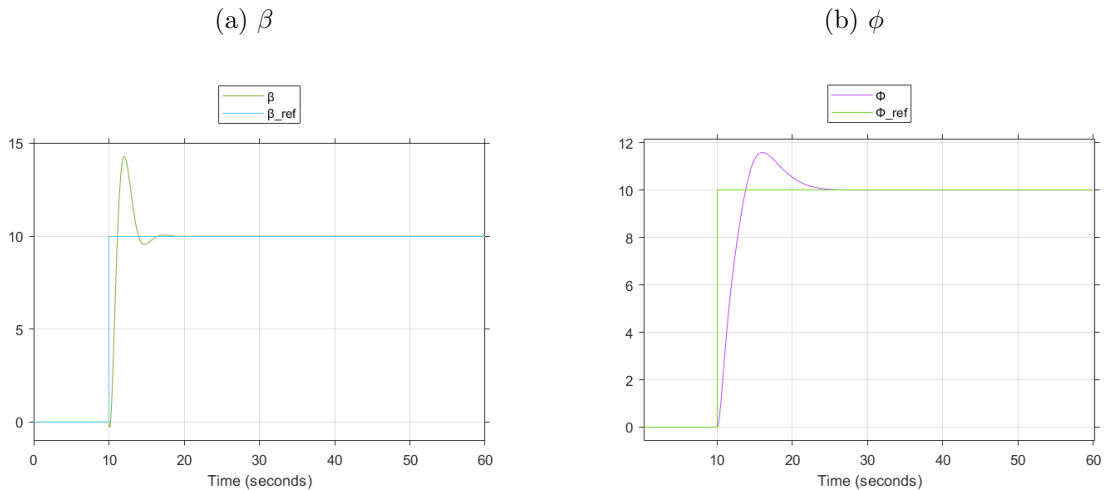
Neste observa-se uma diminuição em r, uma vez que este efeito aumento o amortecimento dos modos em geral, uma diminuição em β para melhorar a frequência natural do rolamento holandês e um aumento do valor de δ_r , uma vez que a diminuição de valores da matriz R leva a uma exigência um pouco maior em resposta transiente. Assim chegou-se aos seguintes valores de raízes através da dinâmica dada por $A_{AF2} = A - Bk$:

Pole	Damping	Frequency (rad/TimeUnit)	Time Constant (TimeUnit)
$-8.13\text{e-}01 + 1.23\text{e+}00i$	$5.51\text{e-}01$	$1.47\text{e+}00$	$1.23\text{e+}00$
$-8.13\text{e-}01 - 1.23\text{e+}00i$	$5.51\text{e-}01$	$1.47\text{e+}00$	$1.23\text{e+}00$
$-1.49\text{e+}00$	$1.00\text{e+}00$	$1.49\text{e+}00$	$6.70\text{e-}01$
$-4.90\text{e-}01 + 2.84\text{e-}01i$	$8.65\text{e-}01$	$5.66\text{e-}01$	$2.04\text{e+}00$
$-4.90\text{e-}01 - 2.84\text{e-}01i$	$8.65\text{e-}01$	$5.66\text{e-}01$	$2.04\text{e+}00$
$-6.07\text{e-}01$	$1.00\text{e+}00$	$6.07\text{e-}01$	$1.65\text{e+}00$

Figura 7: Raízes, amortecimento, frequência natural e constante de tempo para modos depois da realimentação

Aqui o Rolamento e Espiral surgem acoplados, no entanto mantêm-se estáveis com uma constante de tempo inferior a 1.4 e portanto nível 1. O RH apresenta também características de nível 1, bem como um amortecimento superior a 0.6. Os 2 polos adicionais estão associados às variáveis integrativas e também se apresentam estáveis. O seguimento de referência para esta dinâmica apresentava-se preciso para ambas, com tempos de estabilização não muito elevados (sendo o maior 15s para ϕ), e sobrelevação um pouco elevado em β . No entanto como se pode observar para um degrau em 10° este ainda se mantém dentro dos valores máximos de 15° .

Figura 8: Respostas de seguimento de referência a degrau de 10° de



5 - Inclusão dos sensores e actuadores no modelo

O modelo considerado anteriormente corresponde a uma primeira abordagem do controlo da aeronave. De forma a tornar o modelo mais realista e colmatar algumas das limitações dessa

abordagem, é necessário modelar os sensores e os atuadores, que estabelecem a comunicação entre a aeronave e o controlador.

Com base no controlador desenvolvido, introduzimos os sensores e atuadores com as seguintes especificações:

- Sensor para o ângulo de derrapagem (S1): gamas $\pm 25^\circ$, gama de saída 0/5 Vdc, constante de tempo de 10 ms, ruído de 5 mV RMS;
- Sensor para razão de rolamento e de guinada (S2): gama $\pm 50^\circ/\text{s}$, saída ± 3 Vdc, ruído branco de 2mV RMS;
- Sensor para o ângulo de rolamento (S3): gamas $\pm 90^\circ$, gama de saída de 0-28 Vdc, ruído branco de 0.25° RMS;
- Atuador para superfícies de controlo (aileron e rudder): velocidade máxima de 1 rad/s, e constante de tempo de 100 ms;

Os sensores (conforme a Fig. 9) foram assumidos como sendo lineares, apresentando uma tensão de saída V que se relaciona com a grandeza medida à entrada x através da multiplicação de um ganho k e a soma de um *offset* b , $V(x) = k * x + b$. A constante de tempo T , associada à dinâmica dos sensores, é implementada através de um bloco que implementa a função de transferência $G(s) = 1/(1+Ts)$. Nesta modelação é ainda simulado o ruído associado às medições de um sensor real, com a adição de ruído branco de banda limitada e potência $P = \sigma^2/f$, sendo f a frequência de amostragem do sensor e σ a *root mean square* da distribuição do ruído. Por fim, para se limitar os valores de tensão à saída de cada sensor, introduziu-se um bloco de saturação.

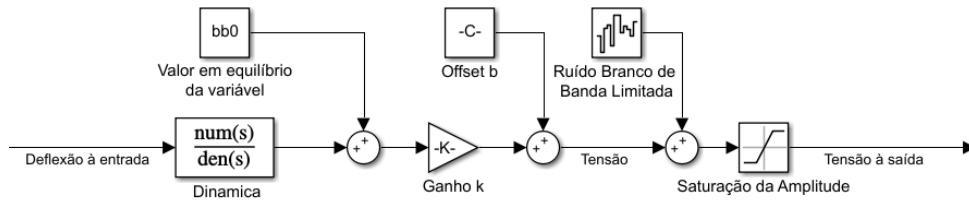


Figura 9: Diagrama do modelo dos sensores

A tensão gerada pelos sensores é lida pelo inversor (Fig. 10), colocado imediatamente a seguir a cada sensor. Este aparelho converte a tensão associada à grandeza medida novamente a unidades SI tratáveis pelo sistema de controlo, e é modelado através da inversão do ganho e a subtração dos *offsets* dos sensores.

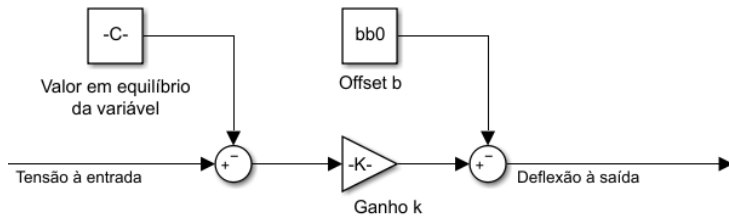


Figura 10: Diagrama do modelo do inversor

Os atuadores (Fig. 11) têm como finalidade transmitir as ações de controlo à aeronave. Para a sua modelação, o primeiro bloco introduzido foi o *zero order hold*, que simula a reconstrução do sinal de controlo digital, para uma frequência de amostragem de 40Hz . De seguida, simula-se

as restrições de deflexão máxima das superfícies de controlo e da sua velocidade de variação, através dos blocos de saturação da amplitude do declive. Mais uma vez, a dinâmica do atuador (nomeadamente a sua constante de tempo T), é modelada através do bloco com função de transferência $G(s) = 1/(1 + Ts)$. Como nenhum dos blocos utilizados no atuador é linear, então não foi necessário incluir um inversor (neste caso corresponderia a um ganho unitário).

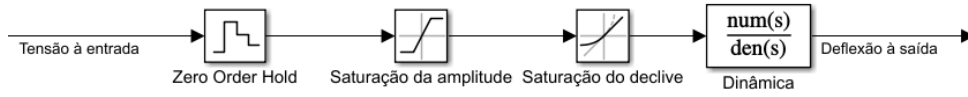


Figura 11: Diagrama do modelo dos atuadores

Depois da adição dos sensores, inversores e atuadores, observou-se um comportamento atípico dos seguimentos de referência, uma vez que as variáveis se tornaram completamente oscilatórias e desestabilizadas. Na análise dos valores ao longo da realimentação verificou-se que isto se devia a valores pedidos das variáveis de controlo muito elevados, que, após a passagem pelos atuadores, e devido aos seus limites de amplitude e de velocidade de atuação, provocavam uma saturação dos mesmos, que impedia o alcance de uma estabilização.

Concluiu-se assim que a dinâmica com a realimentação até aí utilizada não era adequada, pois apesar de atingir os valores pretendidos, era demasiado rápida para as limitações físicas da aeronave. Após um novo ajuste do LQR de modo a colmatar esta limitação, obteve-se um comportamento adequado ao seguimento de referência.

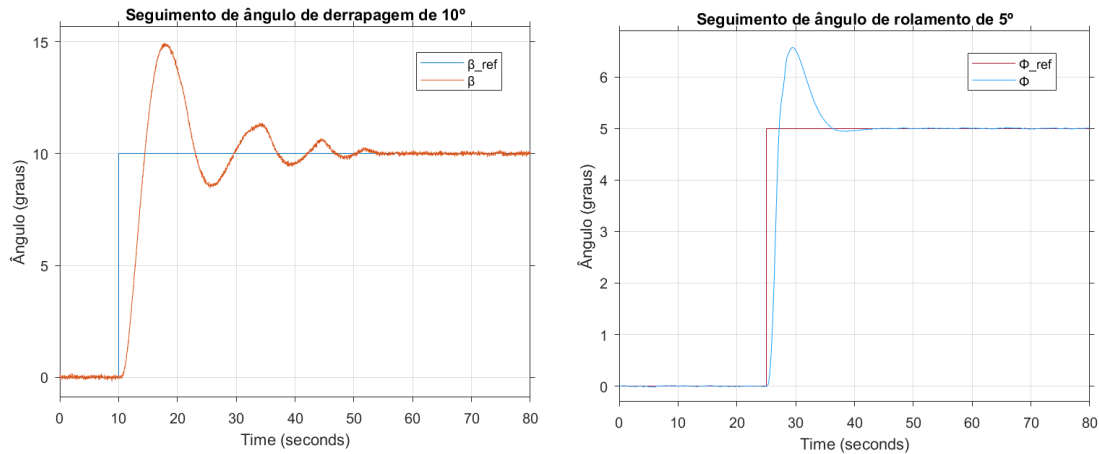


Figura 12: Seguimento de ângulos de derrapagem e de rolamento

Com a inclusão dos sensores e atuadores, observa-se a introdução de um ruído de amplitude muito baixa associado às suas características de funcionamento (evidente de forma mais clara no comportamento do ângulo de derrapagem). Conforme a figura seguinte, verifica-se ainda que o sistema consegue seguir dois pedidos de escalão, um de ângulo de derrapagem e outro de ângulo de rolamento. Aqui é claro a interdependência entre os ângulos aerodinâmicos, conforme é expectável atendendo à dinâmica de uma aeronave (a introdução da referência do ângulo de derrapagem afeta por instantes o ângulo de rolamento, por exemplo).

6 - Análise complementar

A análise complementar consiste numa simulação no domínio do tempo de uma aterragem com um sistema ILS. O sistema ILS estabelece a comunicação entre a aeronave e antes instaladas

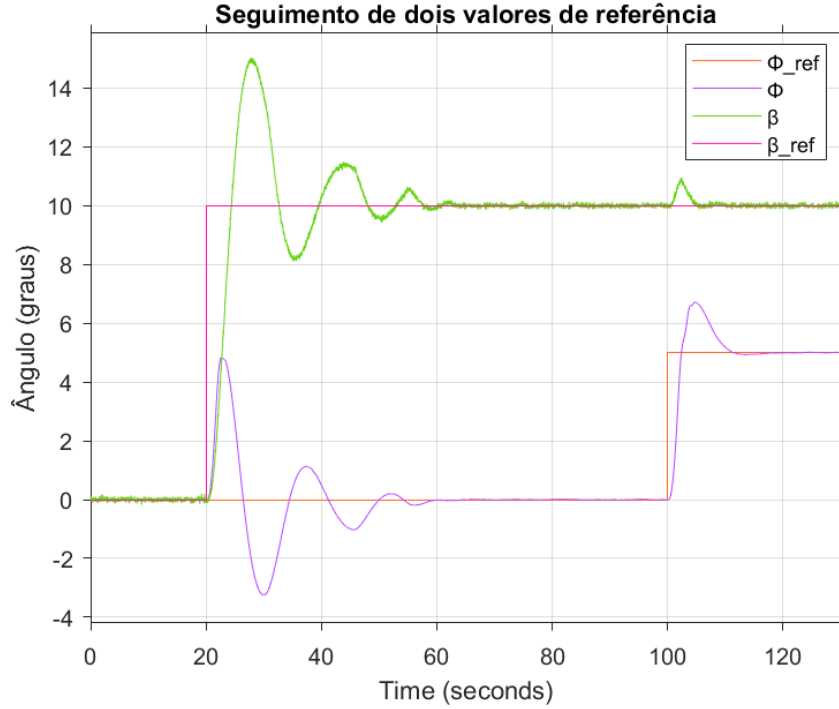


Figura 13: Seguimento de dois pedidos de ângulos de referência

na pista de aterragem, permitindo obter o desvio angular Γ entre o rumo da aeronave e a orientação da pista.

Relativamente às condições de aterragem, a aterragem será feita a partir de um voo horizontal, na perna de intercepção a 45 graus, a intercepção do localizer sendo efectuada a cerca de 5 a 8 milhas e até tocar o chão. Para além disto, a pista é orientada a Norte e o vento de 10 m/s vem dos -20 graus.

Para modelar o sistema ILS, introduziu-se um sensor (Fig. 14) que partindo do sinal do *localizer* obtém o desvio angular medido, Γ_m , que é utilizado no controlador. As especificações do sensor foram modeladas através de um ganho e uma saturação, correspondentes à sensibilidade do sensor ($3.63\mu A/^\circ$) e ao valor máximo da intensidade da corrente ($\pm 150\mu A$), respetivamente. Posteriormente, inverte-se esta sequência de blocos, obtendo-se o desvio angular medido pelo sensor, Γ_m , em radianos.



Figura 14: Modelação do sensor ILS (*localizer*)

Para a determinação da posição do avião no referencial da Terra, é necessário incluir o efeito do vento. Uma vez que a velocidade relativamente ao chão, V_G , é a soma da velocidade do ar V_a com a velocidade do vento V_{vento} , então a posição do avião (em coordenadas Norte e Este) obtém-se através da integração do seguinte sistema:

$$\begin{cases} \dot{N} = U_0 \cos\lambda + \dot{N}_{vento} \\ \dot{E} = U_0 \sin\lambda + \dot{E}_{vento} \end{cases}$$

O desvio angular Γ obtém-se das coordenadas Norte e Este, através de $\Gamma = \tan^{-1} \frac{E}{N}$. Da

Nesta secção, como se pretende controlar o rumo da aeronave, optou-se por realizar uma representação em espaço de estados que incluía um quinto estado, relativo ao ângulo de rumo, dado por $\lambda = \psi + \beta$. A equação linearizada correspondente, incluída na matriz da dinâmica ampliada A e na matriz de entradas B , é dada por:

$$\dot{\lambda} = Y_{\beta}\beta + \left(Y_p + \frac{W_0}{U_0}\right)p + \left(Y_r - 1 + \frac{1}{\cos\theta_0}\right)r + \left(\frac{g}{U_0}\cos\theta_0\right)\phi + Y_{\delta_a}\delta_a + Y_{\delta_r}\delta_r$$

Com a introdução deste estado, realizamos um novo LQR, para que o sistema cumprisse os requisitos de estabilidade.

Pole	Damping	Frequency (rad/TimeUnit)	Time Constant (TimeUnit)
-5.84e+00	1.00e+00	5.84e+00	1.71e-01
-3.53e-01 + 3.73e-01i	6.87e-01	5.13e-01	2.83e+00
-3.53e-01 - 3.73e-01i	6.87e-01	5.13e-01	2.83e+00
-7.73e-01	1.00e+00	7.73e-01	1.29e+00
-4.09e-01	1.00e+00	4.09e-01	2.45e+00

Figura 15: Raízes obtidas para LQR da dinâmica alargada com λ

Para a correção do rumo da aeronave, considerou-se um ângulo de derrapagem de referência, β_{ref} , nulo, realizando-se a manobra em volta coordenada. O desvio angular de referência, Γ_{ref} , também se considerou nulo, uma vez que a pista está orientada a Norte. A partir deste valor, obtemos então o ângulo de guinada de referência, ϕ_{ref} , que é a grandeza utilizada para controlar a aeronave.

No diagrama de blocos optou-se então pelas seguintes escolhas: a dinâmica interna do sistema está definida pela matriz A de apenas 4 estados e correspondente matriz B; a realimentação dos 4 estados realiza-se no anel interno segundo o ganho obtido nas colunas 1 a 4 da matriz obtida no LQR para a dinâmica aumentada; introduziu-se uma matriz F, inversa do ganho estático obtido no anel interior para os estados em que se segue referência, de forma a manter ganho estático unitário; a realimentação de λ realiza-se externamente, diretamente influenciando a realimentação de ϕ_{ref} ; uma vez que se retirou λ da dinâmica interna, este calcula-se externamente, segundo a equação apresentada em seguida; por último, o ganho referente à realimentação de Γ obteve-se através da função de transferência exterior, e foi colocado de forma a obter a resposta adequada da dinâmica das restantes variáveis de estado.

$$\lambda = \beta + \dot{\psi}, \quad com \quad \dot{\psi} = \frac{r}{\cos(\theta_0)} \quad [1] \quad (6.1)$$

A solução desenvolvida apresenta-se de seguida, na Fig 16.

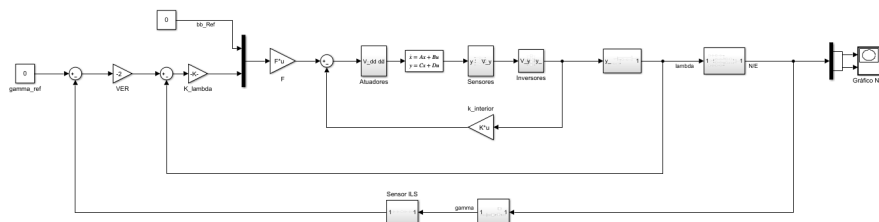


Figura 16: Diagrama do sistema implementado

Para se verificar o funcionamento da solução de controlo implementada, procedeu-se à simulação no domínio do tempo, primeiramente sem atuadores nem sensores, de um ponto a 10000 metros a Sul e 10000 metros a Este do local de aterragem e com um ângulo de rumo inicial de -45° .

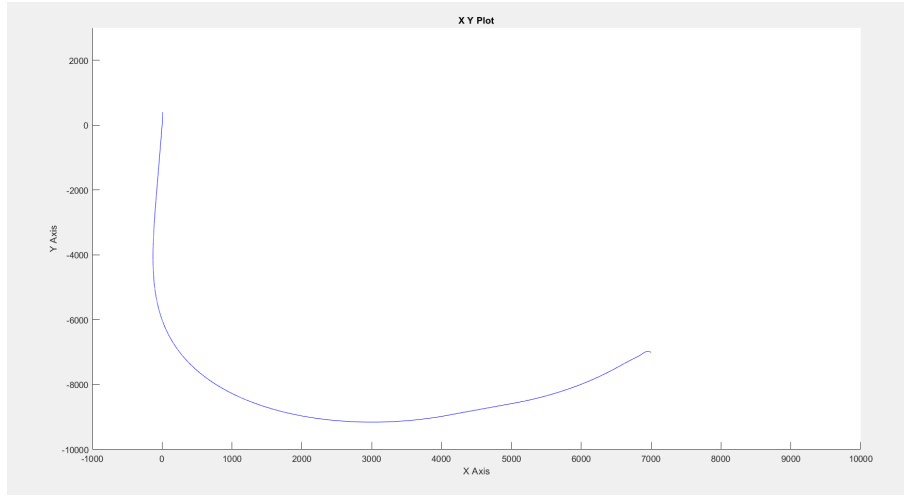


Figura 17: Percurso de aterragem da Aeronave simulado sem atuadores.

Como se pode verificar, a aeronave realiza a volta coordenada com certa facilidade e a partir de uma distância de 2000 metros segue uma linha que seria idealmente reta mas apresenta uma curvatura muito ligeira. Este resultado apesar de não ser perfeito, apresenta-se satisfatório. Os valores das raízes obtidas para dinâmica com realimentação de λ apresentam características concordantes com as predefinições do projeto. De notar que apenas se usa o ganho obtido para λ referente a δ_r , pois apenas este tem significado segundo o diagrama de blocos montado.

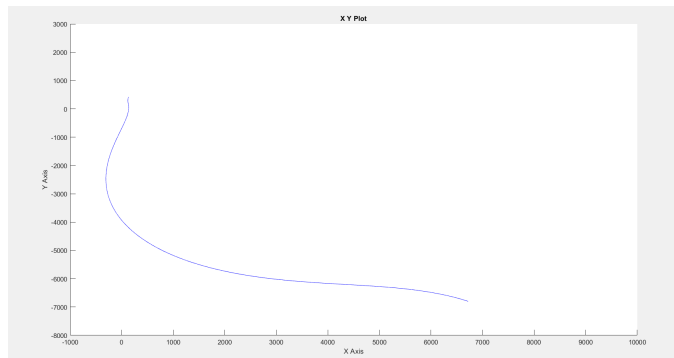
No entanto, mais uma vez, a solução sem atuadores não obteve resultados corretos uma vez adicionados os atuadores, pois mais uma vez ocorria uma saturação das variáveis de controlo, provocando perda de estabilidade ao avião. Depois de nova adaptação das matrizes Q e R foi possível obter uma aterragem próxima ao pretendido. Contudo, esta realimentação não coincidia com raízes que mantivessem o nível 1 de qualidades de voo da aeronave. Esta dificuldade não foi ultrapassada, uma vez que alterações dos valores no sentido de qualidades de voo apresentavam respostas com efeitos negativos na simulação da aterragem. Com esta limitação em mente, chegou-se a um compromisso em que a aterragem apresentava forma próxima do pretendido mantendo o máximo de valores possíveis dentro do nível 1.

Figura 18: Simulação final de aterragem com ILS

(a) Valores de método de Bryson para LQR final

β	p	r	Φ	λ	δ_a	δ_r
1	1	1	10	1.1	4	2.5

(b) Percurso realizado pela aeronave na simulação



7 - Conclusão e Análise Crítica

Neste trabalho era requisitado a síntese de um controlador com o objetivo final de realizar uma aterragem automática com ILS. Ao longo das diversas fases do projeto, várias dificuldades foram encontradas.

Primeiramente, apesar dos requisitos, não foi possível a realização do aumento de estabilidade da aeronave para nível 1 através de mecanismos SISO. Apesar disso, resultados muito próximos foram alcançados com diversas iterações desses métodos e inclusive se provou ser possível a obtenção de todos os valores com técnicas de controlo moderno (LQR).

Seguidamente, obteve-se sucesso na realização de um mecanismo de controlo de referência, em que foi escolhido um controlador PI em servomecanismo. As respostas eram razoavelmente rápidas e satisfatórias, com seguimento correto de ambas as variáveis.

No entanto, no ponto seguinte, com a introdução de sensores e principalmente atuadores, verificou-se que as respostas anteriormente obtidas dependiam de valores elevados das variáveis de controlo, não alcançáveis com as saturações implementadas. Para corrigir este problema, foi necessário redesenhar as matrizes Q e R. Apesar do conhecimento que um aumento dos valores da matriz R (ou seja diminuição das perturbações das variáveis δ_a e δ_r) seria o que diminuiria a resposta das mesmas e, portanto, reduziria as hipóteses de saturação, este raciocínio não levava a alcançar qualidades de voo esperadas. A solução obtida, foi primeiro tomando em conta valores que permitiam a qualidade de voo da aeronave e só depois ligeiramente modificados para atingir os seguimentos de referência.

Por último, na implementação de aterragem com ILS, foi encontrado o mesmo problema, no entanto apesar dos diversos raciocínios desenvolvidos, quer focar inicialmente no seguimento da aterragem ou nas qualidades de voo, não foi possível encontrar um compromisso entre ambas, de forma que não foi possível duplicar os resultados positivos obtidos para uma aterragem sem atuadores depois de os inserir, mantendo o nível 1 em todos os modos. Isto pode dever-se a vários fatores, como a baixa manobrabilidade de uma aeronave de classe III, e a dificuldade do controlo preciso necessário para uma fase de voo C, ou mesmo uma combinação destes dois fatores. Controlo não ótimo poderá estar em questão uma vez que apesar das tentativas e raciocínios usados não foi implementado qualquer algoritmo computacional para obtenção de uma matriz de realimentação otimizada.

Em conclusão, foi possível implementar a maior parte dos objetivos definidos, simultaneamente com um aumento de conhecimento prático sobre a projeção de um controlador para o movimento lateral de uma aeronave, aumento das competências adquiridas em Controlo de Voo e aumento de compreensão das limitações e compromissos necessários associados a estes projetos.

Referências

- [1] J. R. Azinheira, *Folhas Teóricas de Controlo de Voo*. DEM,IST, Fevereiro de 2021.