

Controlo de velocidade ar e altitude

Sistema de deteção e desvio de colisão automático (*TCAS*)

ATR72

Beatriz Pedroso nº 95773, Simão Gonçalves nº 95846, Tiago Escalda nº 95851

Professor José Raul Azinheira

26 de junho de 2022

Resumo

O presente relatório, desenvolvido no âmbito da unidade curricular de Controlo de Voo, visa descrever o processo de desenvolvimento de um sistema de deteção e desvio de colisão automático (TCAS – Traffic alert and Collision Avoidance System) de nível II/III através do controlo longitudinal da velocidade ar (TAS) e da altitude da aeronave ATR72.

1 Introdução

O objetivo deste relatório centra-se na análise crítica de problemas concretos de projeção de controladores. Neste caso, pretende-se estabilizar e controlar longitudinalmente a velocidade ar e a altitude da aeronave ATR72, com o objetivo de implementar um sistema de deteção e desvio de colisão automático (TCAS), cumprindo todas as restrições impostas. Foram usados os softwares MATLAB e SIMULINK para a realização deste projeto.

O primeiro passo para alcançar este objetivo é determinar e analisar o modelo físico da aeronave ATR72. Devido à natureza do trabalho proposto, apenas é considerado o movimento longitudinal da aeronave, isto é, assume-se que o movimento lateral é estável e que os dois movimentos estão completamente desacoplados.

Deste modo, em primeiro lugar, na secção 2.1, foi feita a formulação do espaço de estados que caracteriza o movimento longitudinal, de forma a representar a dinâmica do sistema. De seguida, de forma a melhorar as qualidades de voo, apresentadas em 2.2, procedeu-se à implementação de um Sistema de Aumento de Estabilidade (SAE), na secção 3, sendo esta, mais tarde, substituída pelo controlo moderno, apresentado em 4. Assim, de modo a que o sistema fosse mais próximo da realidade, implementaram-se atuadores e sensores, como descrito na secção 5. Em último lugar, procedeu-se, na secção 6, à simulação do sistema TCAS.

2 Determinação e análise do modelo

2.1 Formulação do espaço de estados

Em primeira instância, por forma a representar a dinâmica do sistema, formulou-se o espaço de estados que caracteriza o movimento longitudinal. Deste modo, considerando o sistema linear e invariante no tempo e considerando o caso determinístico em que as perturbações e ruído são inexistentes, este pode ser expresso pelas equações matriciais

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} \end{cases}, \quad (1)$$

onde $\mathbf{x} = [u \ w \ q \ \theta]^T$ é o vetor de estado, $\mathbf{u} = [\delta_e \ \delta_t]^T$ é o vetor da entrada, e $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}$ e \mathbf{D} são matrizes da dinâmica, entrada, saída e saída direta, respetivamente. As matrizes \mathbf{A} e \mathbf{B} são dadas por

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & -W_0 & -g \cos(\theta_0) \\ \frac{Z_u}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_w}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_q+U_0}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{-g \sin(\theta_0)}{1-Z_{\dot{w}}} \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_w & \tilde{M}_q + \frac{M_{\dot{w}}U_0}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{-g \sin(\theta_0)M_{\dot{w}}}{1-Z_{\dot{w}}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} = \quad (2)$$

$$= \begin{bmatrix} -0.0170 & 0.0398 & -6.2291 & -9.8005 \\ -0.1383 & -0.9230 & 139.4784 & -0.4294 \\ -0.0001 & -0.0525 & -0.6017 & -0.0003 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

onde $\tilde{M}_u = M_u + \frac{M_{\dot{w}}Z_u}{1-Z_{\dot{w}}}$, $\tilde{M}_w = M_w + \frac{M_{\dot{w}}Z_w}{1-Z_{\dot{w}}}$ e $\tilde{M}_q = M_q + \frac{M_{\dot{w}}Z_q}{1-Z_{\dot{w}}}$ e

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} & X_{\delta_T} \\ \frac{Z_{\delta_E}}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_{\delta_T}}{1-Z_{\dot{w}}} \\ \tilde{M}_{\delta_E} & \tilde{M}_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1.1840 \\ -1.2164 & 0 \\ -1.6830 & 0.0280 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

onde $\tilde{M}_{\delta_E} = M_{\delta_E} + \frac{M_{\dot{w}}Z_{\delta_E}}{1-Z_{\dot{w}}}$ e $\tilde{M}_{\delta_T} = M_{\delta_T} + \frac{M_{\dot{w}}Z_{\delta_T}}{1-Z_{\dot{w}}}$.

Assumindo ângulos pequenos, o elemento $-W_0$, da matriz \mathbf{A} , foi calculado por $-U_0 \cdot \alpha_0$, variáveis estas que se encontram na condição de equilíbrio. A matriz \mathbf{C} foi definida como a matriz identidade e a matriz \mathbf{D} como uma matriz de zeros, de dimensões 4x4 e 4x2, respetivamente.

2.2 Pólos do sistema e qualidades de voo

Os pólos do sistema, que correspondem aos valores próprios da matriz da dinâmica, \mathbf{A} , o coeficiente de amortecimento, e a frequência natural foram obtidos a partir da função **damp**, disponível no MATLAB, e apresentam-se na Tabela 1. A constante de tempo foi, por sua vez, determinada.

Como expectável, obtiveram-se dois pares de pólos conjugados. Ambos têm a parte real negativa pelo que ambos os modos são considerados estáveis. A aeronave estudada encontra-se numa fase de voo de categoria B.

| Modos | Pólos | ξ | $w_n(\text{rad/s})$ | T(s) |
|---------------|-----------------------|--------|---------------------|--------|
| Período curto | $-0.7616 \pm 2.7014i$ | 0.2713 | 2.8067 | 0.7616 |
| Fugóide | $-0.0093 \pm 0.0937i$ | 0.0983 | 0.0941 | 0.0093 |

Tabela 1: Coeficiente de amortecimento, frequência natural, e constante de tempo associados aos pólos da dinâmica longitudinal.

Partindo destas informações, é possível determinar as qualidades de voo da aeronave. O modo de período curto corresponde ao par de pólos cuja parte real se encontra mais afastada da origem e o seu coeficiente de amortecimento é $\xi=0.2713$ pelo que é de nível 2 ($0.2 < \xi < 0.3$). O modo fugóide é representado pelos pólos com parte real menos negativa e o seu coeficiente de amortecimento é $\xi=0.0983$, ou seja, é de nível 1 ($\xi > 0.04$). Além disso, o nível 1 supõe também que haja uma boa separação de modos, ou seja, $w_{pc} > 10w_f$ ($2.8067 > 0.941$). Assim, a classificação global da aeronave é de nível 2. Um objetivo futuro do trabalho será projetar um controlador que garanta que o modo de período curto seja de nível 1 e que $\xi_f > 0.6$. Nesse sentido, será projetado um sistema de aumento de estabilidade na próxima secção.

3 Sistemas de Aumento de Estabilidade (SAE)

Como mencionado na secção anterior, as qualidades de voo da aeronave, em malha aberta, não correspondem aos objetivos propostos, pelo que é necessário proceder a um aumento de estabilidade, recorrendo a realimentações dos estados que influenciam tanto o modo fugóide, cujo fator de amortecimento deve ser $\xi_{fug} > 0.6$, como o modo de período curto, que deve ser de nível 1 ($0.3 < \xi_{PC} < 2$). Para ambos os aumentos de estabilidade, optou-se por usar um LGR (Lugar Geométrico das Raízes), que consiste em utilizar a FT SISO relativa à realimentação e deduzir do *root locus* o valor eleito para o seu ganho.

O modo de período curto é, usualmente, estabilizado através de uma realimentação negativa da razão de picada $\delta_E = K_q q$. Por outro lado, o modo fugóide é, habitualmente, estabilizado através de uma realimentação negativa da velocidade longitudinal, $\delta_T = K_u u$, ou de uma realimentação do ângulo de picada, $\delta_T = K_\theta \theta$. A primeira foi a opção escolhida uma vez que a segunda dificultava uma boa separação de modos. Os gráficos dos *root locus* correspondentes estão apresentados nas figuras 1 e 2.

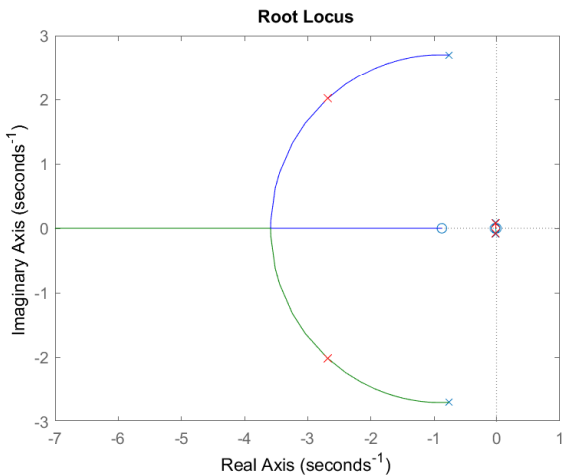


Figura 1. LGR da função de transferência $\frac{q(s)}{\delta_E(s)}$.

O período curto tem uma resposta consideravelmente mais rápida do que a da fugóide. Além disso, notou-se que a introdução da realimentação $\delta_T = K_u u$ alterava

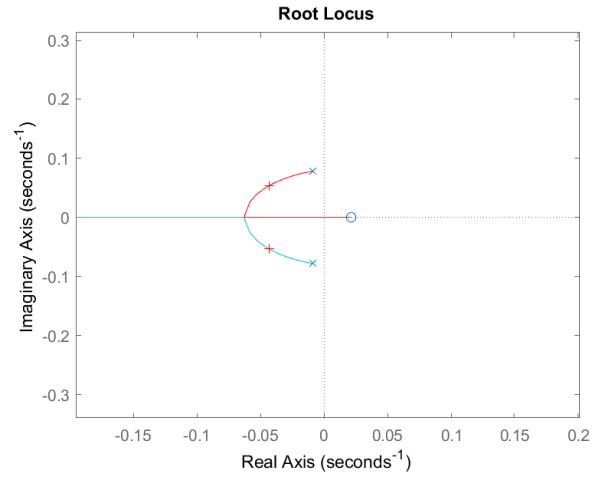


Figura 2. LGR da função de transferência. $\frac{u(s)}{\delta_T(s)}$.

muito pouco o período curto, pelo que os resultados relativos a este modo obtidos anteriormente se mantêm bastante semelhantes. Por estas razões, optou-se por escolher os pólos do modo fugóide em último lugar.

3.1 Pólos e Qualidade de Voo com SAE

Ambas as realimentações conjugadas resultam na nova matriz de estados de anel fechado A_f .

$$A_f = A - BK,$$

$$K = \begin{bmatrix} K_u & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_q & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.0654 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2.2890 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

Assim, após a implementação do SAE, obtiveram-se os pólos e os seus respetivos coeficientes de amortecimento e frequências naturais, apresentados na tabela 2. Pela análise destes valores, determinam-se as novas qualidades de voo. Nesse sentido, o período curto passa a ser de nível 1, pois $0.3 < \xi_{PC} = 0.8 < 2$. O modo fugóide também é de nível 1 ($\xi_{fug} = 0.7 > 0.04$) e cumpre a condição pedida no enunciado, já que $\xi_{fug} = 0.7 > 0.6$. Verifica-se, por sua vez, que há novamente uma boa separação dos modos: $\omega_{PC} > 10\omega_{fug}$ ($3.36 > 0.676$). Conclui-se que se cumprem todos os requisitos de qualidade de voo pedidos.

| Modos | Pólos | ξ | $w_n(\text{rad/s})$ | T(s) |
|---------------|-----------------------|-------|---------------------|-------|
| Período curto | $-2.69 \pm 2.01i$ | 0.800 | 3.36 | 0.372 |
| Fugóide | $-0.0473 \pm 0.0483i$ | 0.702 | 0.0676 | 21.1 |

Tabela 2: Pólos e parâmetros físicos do anel fechado.

3.2 Resposta no tempo

Nesta subsecção, é analisada a resposta do sistema a pequenas perturbações quadradas no δ_T (aumento de 0.1 aos 50s durante 50s) e no δ_E (aumento de 3 graus aos 300s durante 75s). Os gráficos destas perturbações encontram-se no anexo 8. Apesar da existência de algumas sobrelevações, nota-se uma significativa melhoria em relação à resposta do sistema sem as realimentações introduzidas. A comparação entre as respostas dos estados u e q (estados realimentados) antes e depois de ser introduzido o sistema de aumento de estabilidade encontra-se nos gráficos da figura 3. Os gráficos dos restantes estados encontram-se no anexo 8.

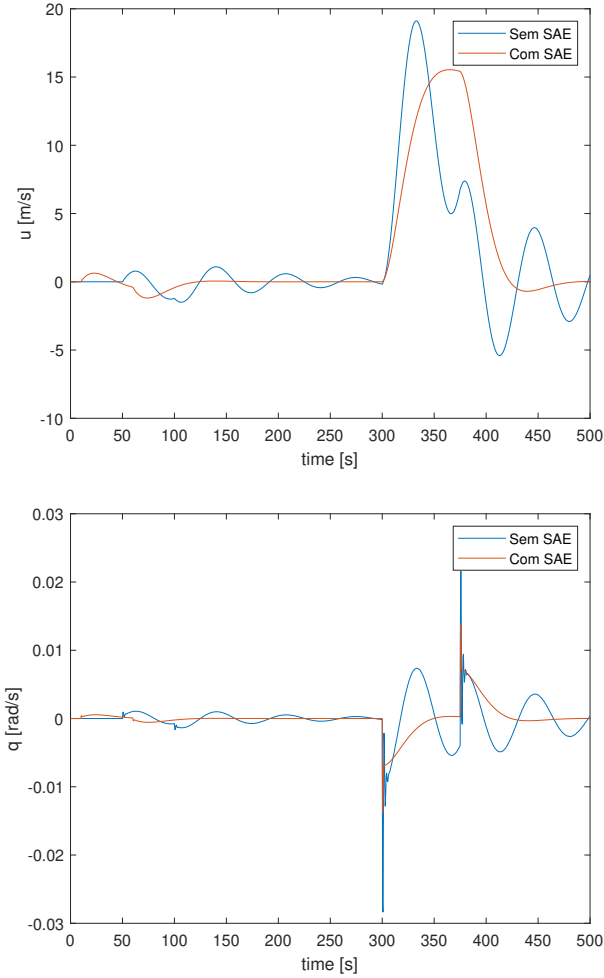


Figura 3. Respostas da velocidade longitudinal e da razão de picada às perturbações introduzidas ($\Delta\delta_e = 3$ em $t=300$ s durante 75s e $\Delta\delta_T = 0.1$ em $t=50$ s durante 50s) com e sem SAE.

4 Controlo de atitude

Esta secção tem como objetivo o seguimento da velocidade ar e altitude. Em primeiro lugar, para pequenos ângulos e, após o processo de linearização, a velocidade ar é dada por $TAS = U_0 + u$, pelo que o comportamento do seguimento da velocidade ar é o mesmo que da velocidade u . Para além disso, é necessário adicionar ao sistema um quinto estado integrativo, a altitude, $\dot{h} = U_0\theta - w$. Este é um integrador puro dos outros estados e que, por isso, não influencia a evolução destes. No entanto, dá origem a um novo vetor de estados $x = [u \ w \ q \ \theta \ h]^T$ e, portanto, a novas matrizes A e B, apresentadas nas equações 5 e 6. As matrizes C e D serão, desta forma, uma matriz identidade e uma matriz de zeros, respetivamente, ambas de dimensão 5.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & -W_0 & -g \cos(\theta_0) & 0 \\ \frac{Z_u}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_w}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_q+U_0}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{-g \sin(\theta_0)}{1-Z_{\dot{w}}} & 0 \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_w & \tilde{M}_q + \frac{\tilde{M}_{\dot{w}}U_0}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{-g \sin(\theta_0)\tilde{M}_{\dot{w}}}{1-Z_{\dot{w}}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & U_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} & X_{\delta_T} \\ \frac{Z_{\delta_E}}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_{\delta_T}}{1-Z_{\dot{w}}} \\ M_{\delta_E} + \frac{\tilde{M}_{\dot{w}}Z_{\delta_E}}{1-Z_{\dot{w}}} & M_{\delta_T} + \frac{\tilde{M}_{\dot{w}}Z_{\delta_T}}{1-Z_{\dot{w}}} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Com o objetivo de seguir a velocidade ar e altitude da aeronave, introduziu-se uma solução de controlo ótimo, utilizando a ferramenta Regulador Quadrático Linear (LQR). Alguns estados foram realimentados com servomecanismo enquanto outros foram regulados.

Deste modo, obteve-se o ganho a partir da minimização da função de custo J dada por

$$\mathbf{J} = \frac{1}{2} \int_0^\infty (x^T Q x + u^T R u) dt, \quad (7)$$

tendo sempre em conta as restrições impostas pela dinâmica do sistema $\dot{x} = Ax + Bu$. Q e R são as matrizes de ponderação dos estados e das entradas. Estas foram obtidas utilizando o Método de Bryson, sendo

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \frac{1}{u_{max}^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{w_{max}^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{q_{max}^2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\theta_{max}^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{h_{max}^2} \end{bmatrix} \quad \mathbf{R} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\delta_{Emax}^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{\delta_{Tmax}^2} \end{bmatrix} \quad (8)$$

Os valores máximos das perturbações aceitáveis numa manobra normal, apresentados na tabela 3, foram definidos e, mais tarde, ajustados de modo a ser obtida uma resposta estável, com bom seguimento estacionário e com uma dinâmica rapidamente amortecida.

| u_{max} | w_{max} | q_{max} | θ_{max} |
|-----------|-----------------|-----------------|----------------|
| 0.2 m/s | 0.2618 m/s | 0.0436 rad/s | 0.0524 rad |
| h_{max} | δ_{Emax} | δ_{Tmax} | |
| 0.22 m | 0.0524 rad | 0.2 rad | |

Tabela 3: Valores máximos considerados sujeitos a uma perturbação.

A abordagem escolhida baseou-se numa realimentação em servomecanismo para os estados que devem seguir uma referência (u e h), enquanto que os restantes estados (w , q e θ) serão apenas regulados. Deste modo, definiu-se K_{uh} como a matriz de ganhos do servomecanismo, composta pela primeira e última colunas da matriz K_{lqr} . A matriz de ganhos do regulador corresponde às colunas dois, três e quatro. Assim, a dinâmica do sistema pode ser definida por

$$\dot{x} = (A - BK_{lqr})x + BK_{uh} \begin{bmatrix} u_{ref} \\ h_{ref} \end{bmatrix}. \quad (9)$$

O ganho estático do controlador em estado estacionário deve ser unitário, de forma a que a resposta não apresente um erro de seguimento estacionário. A solução é multiplicar as referências pelo inverso do ganho estático implementado ou seja pela matriz dada por

$$\mathbf{G}_{0_{\text{inverso}}} = -(C_{uh}(A - BK_{lqr})^{-1}BK_{uh})^{-1},$$

$$C_{uh} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Pela análise dos dados da Tabela 4, conclui-se que as respostas continuam rápidas e pouco oscilatórias, visto que os coeficientes de amortecimento ainda se mantêm suficientemente elevados.

| Pólos | ξ | ω_n (rad/s) | T(s) |
|---------------------|-------|--------------------|-------|
| $-8.29 \pm 8.55i$ | 0.696 | 11.9 | 0.121 |
| $-0.453 \pm 0.460i$ | 0.701 | 0.646 | 2.21 |
| -1.18 | 1 | 1.18 | 0.848 |

Tabela 4: Pólos e parâmetros físicos do anel fechado após LQR.

Em adição, realizou-se uma simulação no tempo, durante 100 segundos do modelo de Simulink, apresentado na figura 4.

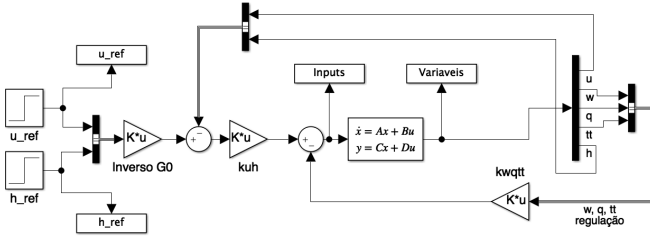


Figura 4. Implementação do LQR.

No início da simulação, é feito um pedido de 3 m/s para a velocidade longitudinal (u), sendo a resposta do sistema rápida e estável. Após 50 segundos, é introduzido um degrau de 10 m para a altitude. Durante a subida da aeronave, existe uma oscilação no valor da velocidade que permite atingir a altitude desejada. No entanto, ambas as respostas consideram-se muito rápidas e tendem para o valor pedido, sem oscilações consideráveis. Nas figuras 5 e 6, encontram-se os gráficos das respostas dos estados u e h às entradas de referência, respetivamente. As respostas dos restantes estados, (w, q, θ), estão apresentadas nas Figuras 7, 8 e 9.

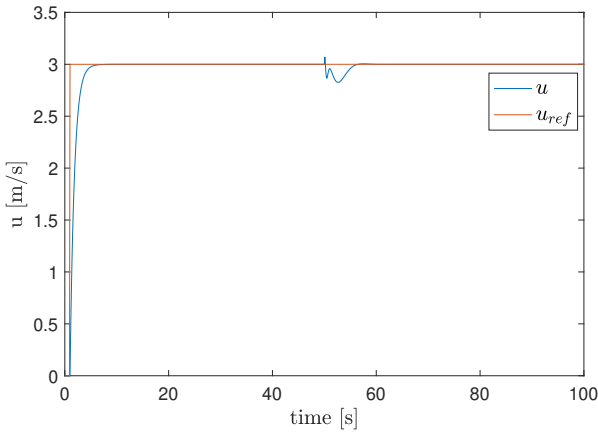


Figura 5. Respostas de u às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) com o controlador LQR.

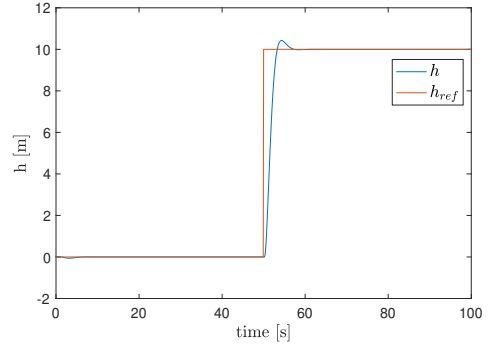


Figura 6. Respostas de h às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) com o controlador LQR.

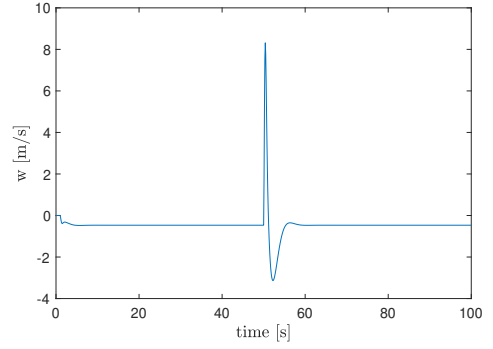


Figura 7. Resposta da velocidade vertical às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) com o controlador LQR.

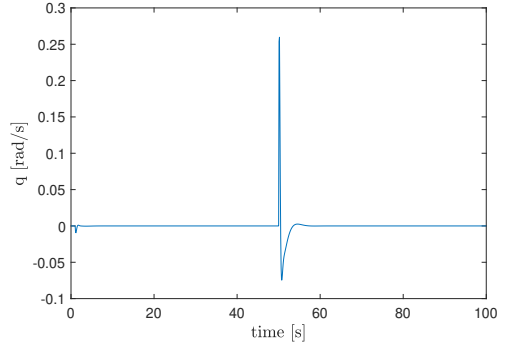


Figura 8. Resposta da razão de picada às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) com o controlador LQR.

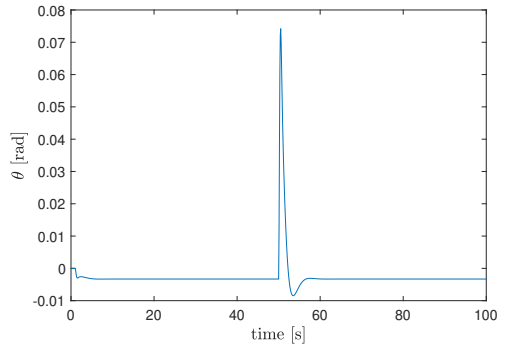


Figura 9. Resposta do ângulo de picada às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) com o controlador LQR.

5 Inclusão de atuadores e sensores.

Nas secções anteriores, assumiu-se que os sensores e atuadores da aeronave eram ideais, que respondiam instantaneamente, sem ruído e a qualquer gama de valores. No entanto, num caso real tal não se verifica. Logo, de forma a tornar a simulação mais realista foram introduzidos atuadores e sensores não ideais, que limitam o funcionamento do sistema. A implementação destes foi concretizada em SIMULINK de acordo com o diagrama da Figura 10.

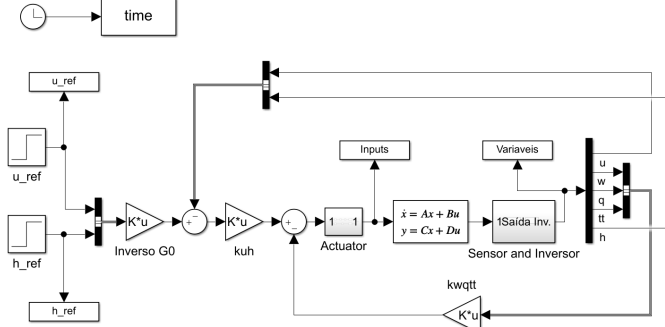


Figura 10. Implementação dos atuadores, sensores e inversores no sistema LQR anterior, em SIMULINK.

De realçar que, com a inclusão dos atuadores e dos sensores e com o controlador LQR definido em 4, os resultados não eram satisfatórios. Ao introduzir os atuadores notou-se que, após alterar a referência de altitude, o comportamento do leme de profundidade e do motor tornou-se bastante oscilatório, com o primeiro a atingir regularmente os valores de saturação. Todos os estados foram, naturalmente, afetados por isto, apresentando também oscilações indesejadas que não tendiam a estabilizar.

Concluiu-se que os ganhos do LQR não estariam bem ajustados para a implementação de atuadores e sensores. Deste modo, os valores do método de Bryson foram alterados para os valores apresentados na tabela 5, tal que a melhor resposta possível fosse obtida.

| u_{max} | w_{max} | q_{max} | θ_{max} |
|-----------|--------------------|--------------------|----------------|
| 10 m/s | 0.8 m/s | 0.1745 rad/s | 0.0873 rad |
| h_{max} | $\delta_{E_{max}}$ | $\delta_{T_{max}}$ | |
| 4.5 m | 0.01745 rad | 0.05 rad | |

Tabela 5: Valores máximos considerados sujeitos a uma perturbação, após a introdução de sensores e atuadores.

Desta forma, após esta alteração, o sistema foi, novamente analisado em malha fechada, de onde resultaram os pólos e os parâmetros físicos, apresentado na tabela 6. Os coeficientes de amortecimento continuam com valores aceitáveis.

| Pólos | ξ | ω_n (rad/s) | T(s) |
|---------------------|-------|--------------------|-------|
| $-1.16 \pm 2.84i$ | 0.379 | 3.07 | 0.859 |
| $-0.199 \pm 0.218i$ | 0.674 | 0.295 | 5.02 |
| -0.0246 | 1 | 0.0246 | 40.6 |

Tabela 6: Pólos e parâmetros físicos do anel fechado após LQR.

5.1 Atuadores

Uma vez que as respostas das superfícies de controlo e do motor apresentam limites físicos, um conjunto de atuadores foi incluído no sistema, atuando sobre a propulsão e a deflexão do leme de profundidade.

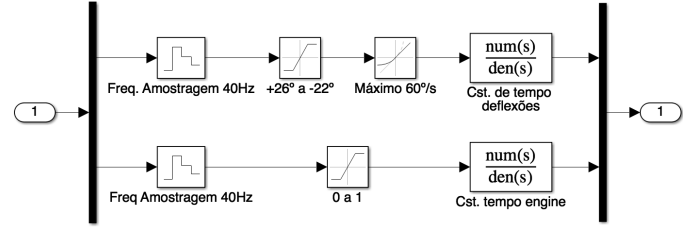


Figura 11. Implementação dos atuadores em SIMULINK.

A modelação dos atuadores, leme de profundidade e motor, representada na figura 11, é colocada no bloco imediatamente antes da dinâmica da aeronave, uma vez que limita fisicamente a entrada do sistema. Em ambas as entradas foi introduzido um bloco Zero Order Hold que define a frequência de amostragem de 40Hz, um bloco de saturação que garante que δ_e se encontra entre 26° e -22° e δ_T entre 0 e 1 e, por último, um bloco de um filtro passa-baixo da constante de tempo que evidencia a dinâmica para pequenos movimentos. Esta, para δ_e corresponde a 0.1s e para δ_T corresponde a 0.8 s. No caso do leme de profundidade, é colocado um bloco *Rate Limiter*, que pretende limitar a velocidade de deflexão desta superfície de controlo a $60^\circ/s$. A resposta dos controlos face a esta implementação são apresentados na figura 12.

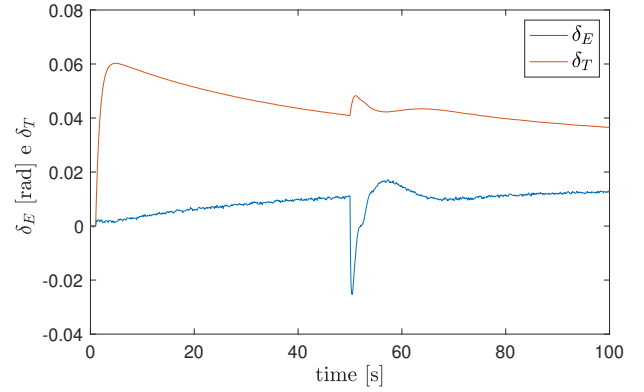


Figura 12. Respostas do leme de profundidade e do *throttle* às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) após introdução de sensores e inversores com o controlo LQR.

5.2 Sensores

Por outro lado, os sensores são introduzidos após o bloco da dinâmica da aeronave, pois têm como objetivo medir todas as variáveis de estado do sistema, nomeadamente a velocidade longitudinal (u), a velocidade vertical (w), a razão de picada (q), o ângulo de picada (θ) e a altitude (h). Para tal, utilizam-se, de forma respetiva, um sensor de velocidade ar, um sensor de ângulos aerodinâmicos, um sensor de razões angulares, um giroscópio vertical e um sensor de altitude barométrica, implementados conforme demonstrado na Figura 13 e de acordo com as especificações impostas no enunciado.

Como se pode observar, todos os sensores têm uma estrutura semelhante. Inicialmente, em alguns estados, dependendo dos dados do enunciado, inclui-se as constantes de tempo à perturbação medida. Como a altitude tem um valor inicial, o bloco relativo à constante de tempo foi substituído por um bloco de espaço de estados equivalente. De seguida, se necessário, acrescenta-se o valor de equilíbrio, de forma a trabalhar com o valor total da grandeza. Por sua vez, realiza-se a conversão de unidades necessária para implementar o bloco de saturação, que vai definir a gama de valores. Deste modo, a grandeza passa por um bloco de ganho, que a transforma no

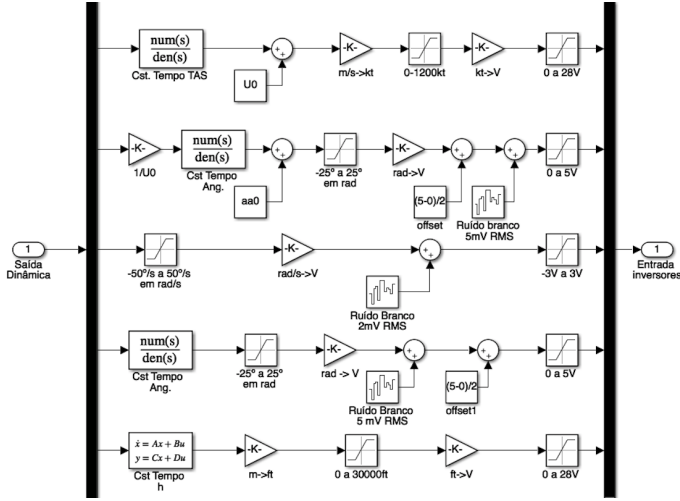


Figura 13. Implementação dos sensores em SIMULINK.

correspondente valor em volts e, se necessário, é acrescentado o *offset*, para garantir que as tensões de saída são estritamente positivas, já que as grandezas físicas podem assumir valores negativos. Em último lugar, é adicionado um bloco com a potência do ruído, que é calculada através da expressão

$$P_{\text{ruído}} = \frac{RMS^2}{f_{\text{amostragem}}}. \quad (11)$$

Segue-se um bloco de saturação para garantir que, em todos os estados, a voltagem do sinal não ultrapassa a gama restringida pelo enunciado em cada sensor.

Em adição, após os sensores é necessário implementar um bloco de inversores, representado em 14, que trata os dados recebidos pelos sensores, de forma a poderem ser devolvidos ao sistema de controlo. Convertem, então, os valores de volts para as unidades de trabalho do sistema e os offsets aplicados e os valores de equilíbrio são, desta vez, subtraídos, tal que sejam os valores das perturbações a ser lidos.

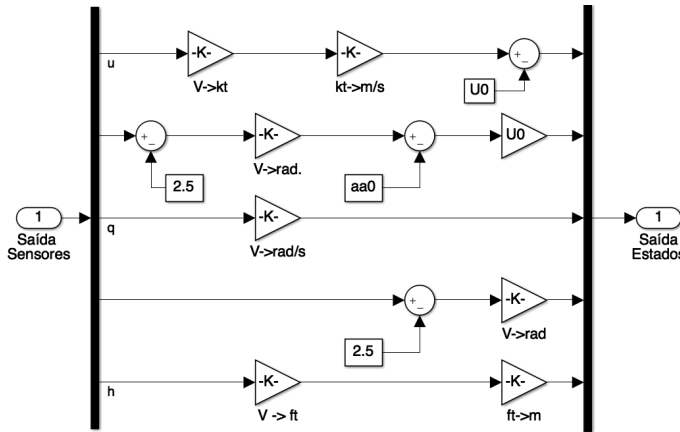


Figura 14. Implementação dos inversores em SIMULINK.

As respostas de u , w , q , θ e h , após a introdução dos sensores e inversores, estão apresentadas nas figuras 15, 16, 18, 17, 19.

Apesar da velocidade longitudinal u destoar um pouco da referência, em geral, os resultados obtidos foram os desejados com os novos ganhos do lqr. Comentários mais pormenorizados e possíveis explicações serão efetuados depois da implementação do TCAS de forma a aproximar o máximo possível a situação estudada a uma situação real, com pedidos de referência habituais em sistemas anticolisão.

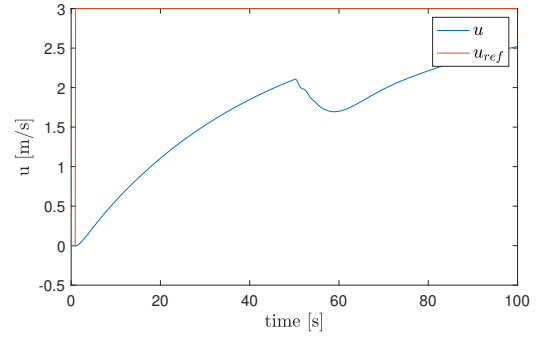


Figura 15. Respostas de u às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) após introdução de sensores e inversores com o controlador LQR.

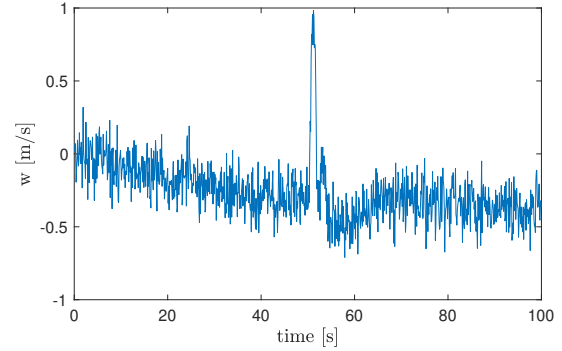


Figura 16. Respostas de w às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) após introdução de sensores e inversores com o controlador LQR.

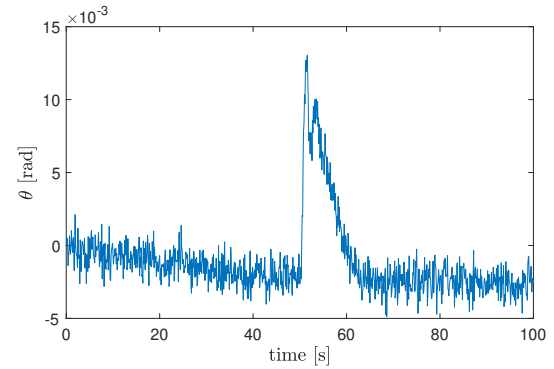


Figura 17. Respostas de θ às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) após introdução de sensores e inversores com o controlador LQR.

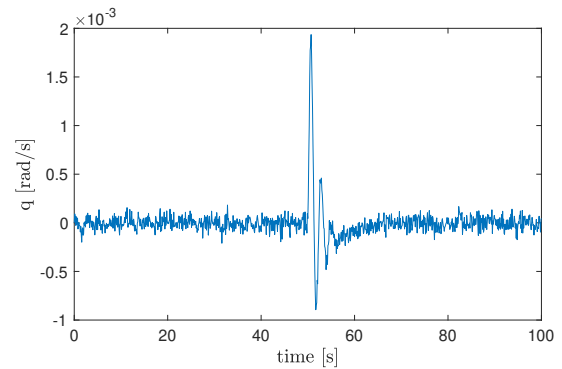


Figura 18. Respostas de q às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) após introdução de sensores e inversores com controlador LQR.

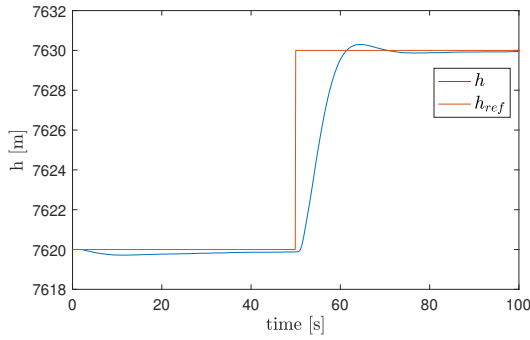


Figura 19. Respostas de h às perturbações introduzidas ($u=3\text{m/s}$ em $t=0\text{s}$ e $\Delta h=10\text{m}$ em $t=50\text{s}$) após introdução de sensores e inversores com controlador LQR.

6 Sistema TCAS

De forma a implementar o sistema TCAS, um sistema de deteção e desvio de colisão automático, considerou-se duas aeronaves semelhantes, no mesmo nível de voo e em rota de colisão. Para efeitos de clareza e de aproximação à realidade, um sistema de eixos com pontos cardeais foi utilizado. Nesse sentido, admitimos que a Aeronave A se deslocava com um rumo de 0° , de Sul para Norte e que a Aeronave B se deslocava com um rumo de 135° , de Noroeste para Sudeste. Foi considerado no sistema, por sua vez, um vento constante de 10m/s , que sopra de frente para a Aeronave A, isto é, de Norte para Sul.

De salientar que, para que a colisão não se realize, o sistema TCAS implementado irá tomar uma ação de desvio 25 segundos antes da suposta ocorrência da mesma. Os casos de apenas uma das aeronaves alterar a sua rota ou de ambas o fazerem foram considerados e simulados. Deste modo, de forma a que o sistema possa reagir e evitar a colisão, foi necessário simular um sistema GPS, que forneça a posição de ambas as aeronaves ao longo do tempo.

6.1 GPS

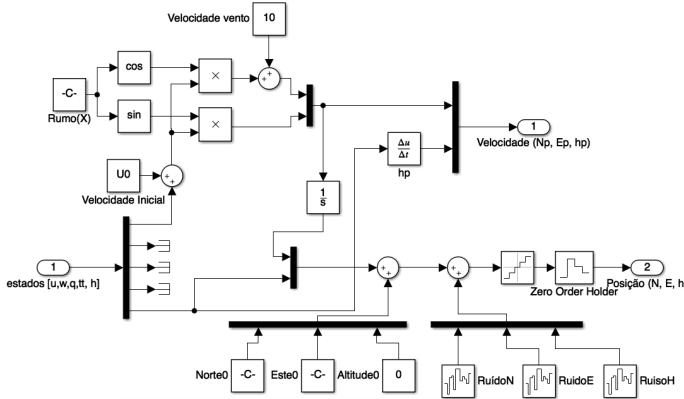


Figura 20. Implementação do GPS em SIMULINK.

O sistema GPS, representado na figura 21, recebe como entradas os 5 estados da dinâmica do sistema, assim como o rumo de cada aeronave e como saída a posição e respetiva velocidade das mesmas, explícitas no referencial suprarreferido. As saídas são calculadas a partir das equações

$$\begin{cases} \dot{N} = (u + U0)\cos(X) - u_w \\ \dot{E} = (u + U0)\sin(X) \\ \dot{Z} = \dot{h} = \frac{dh}{dt} \end{cases} \implies \begin{cases} N = \frac{(u+U0)\cos(X)+u_w}{s} + N_0 \\ E = \frac{(u+U0)\sin(X)}{s} + E_0 \\ Z = h \end{cases}, \quad (12)$$

onde \dot{N} é a velocidade no sentido Sul-Norte, \dot{E} a velocidade no sentido Oeste-Este e \dot{Z} a velocidade vertical, perpendicular à superfície terrestre, e como sentido positivo do interior da Terra para a superfície. De forma a obter as posições, a Transformada de Laplace foi aplicada.

Tal como se pode observar na implementação do GPS em SIMULINK, foi também introduzido ruído em cada um dos eixos, assim como blocos que discretizam o sinal para a saída.

6.2 Implementação do TCAS

Como já referido, o objetivo desta secção é projetar um controlador capaz de evitar colisões entre duas aeronaves. Para tal, serão estudados dois casos. No primeiro, caso 1, só uma das aeronaves altera a sua rota para se desviar enquanto no caso 2 ambas alteram a sua rota de forma coordenada (em direcções opostas). Para um hipotético cenário mais crítico, considerou-se que, no caso 1, a Aeronave A sobe, em vez do caso mais imediato, em que desceria.

Partindo dos dados recolhidos pelo GPS, é possível calcular a distância entre as duas aeronaves a cada instante pela expressão

$$\text{dist} = \sqrt{(N_A - N_B)^2 + (E_A - E_B)^2 + (h_A - h_B)^2} \quad (13)$$

onde os índices A e B dizem respeito às aeronaves A e B, N é a posição da aeronave no eixo NS, E é a posição da aeronave no eixo EO e h é a sua altitude. Posteriormente, essa distância é comparada à distância a 25 segundos da colisão (distância de segurança) e, se for inferior, o sistema atua. Esta comparação é realizada na função TCAS que está presente no SIMULINK apresentado em baixo.

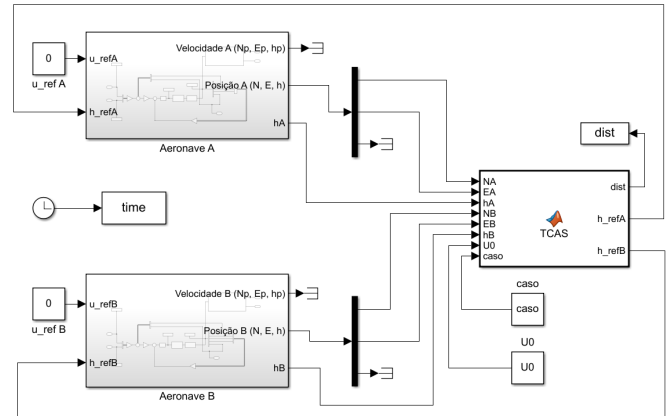


Figura 21. Implementação do GPS em SIMULINK.

No caso 1, a altitude de referência da aeronave A é aumentada em 180 metros. Por outro lado, no caso 2, a altitude de referência da aeronave A é aumentada em 90 metros e a da aeronave B diminuída em 90 metros (valores típicos em sistemas TCAS). Quando a distância volta a ser superior à distância de segurança, as aeronaves já não se encontram dentro do volume de reação pelo que podem regressar à altitude de referência original.

Na simulação corrida, os dados iniciais introduzidos foram tais que as aeronaves colidiriam aos 40 segundos, caso nenhum sistema de anticisão fosse implementado (caso 0). São apresentados apenas os estados todos para o caso 1, uma vez que existem alterações mais bruscas do que no estado 2.

Como vimos no capítulo anterior, é expectável que as altitudes sejam seguidas de forma correta. E, de facto, são.

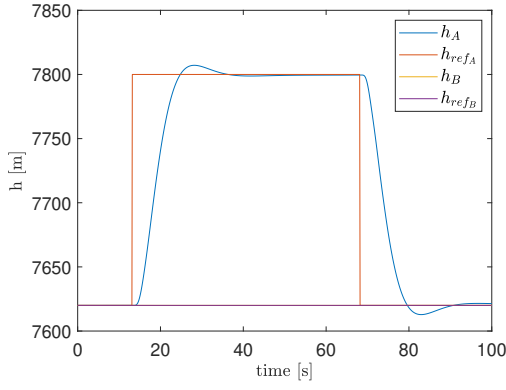


Figura 22. Variação de h das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 1.

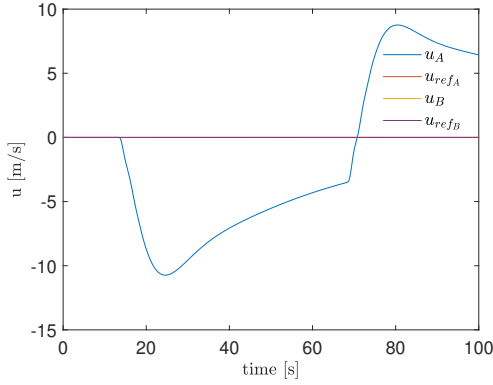


Figura 23. Variação de u das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 1.

A velocidade u não é seguida de forma tão rigorosa como a altitude. Este comportamento é provocado pelo movimento de subida e descida das aeronaves praticado de forma rápida e onde foi dada primazia ao seguimento da altitude de referência, que será uma escolha evidente no contexto de evitar a colisão entre as aeronaves. Ainda assim, as velocidades TAS variam com erro inferior a 8% pelo que não comprometem em qualquer momento o objetivo da missão.

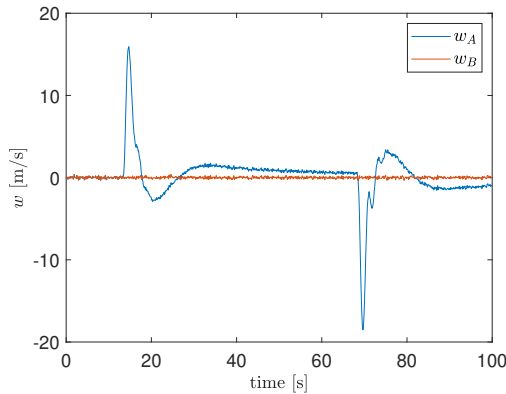


Figura 24. Variação de w das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 1.

A velocidade vertical w e o ângulo de subida θ estão a responder como desejado, tendo em conta os pedidos de subida e descida da aeronave (fig.38 e fig. 40). Naturalmente, q não apresenta grandes variações (fig.39). Para além disso, θ é sempre menor que 30° e α menor que 15° , cumprindo mais uma condição imposta pelo enunciado ($\theta_{max} = \alpha_0 + \gamma_0 + \Delta\theta = 2.52 + 0 + 0.2 \cdot \frac{180}{\pi} = 13.98^\circ$ e $\alpha_{max} = \frac{w_{max}}{U_0} = (\frac{16 \cdot 180}{275.3 \cdot 0.514 \cdot \pi}) = 6.48^\circ$).

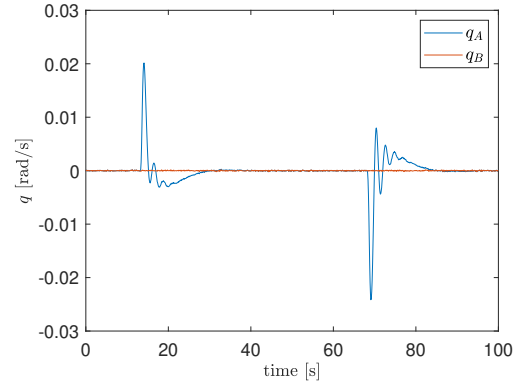


Figura 25. Variação de q das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 1.

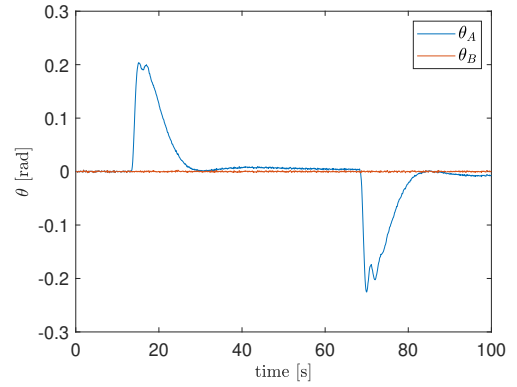


Figura 26. Variação de θ das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 1.

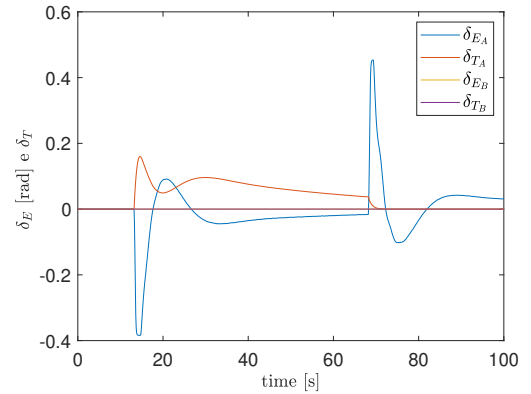


Figura 27. Variação de δ_E e δ_T das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 1.

Os inputs δ_E e δ_T também respondem de acordo com o esperado. É exigido ao δ_E um grande esforço, chegando inclusivamente ao ponto de saturação, devido à variação brusca introduzida na altitude de referência enquanto o δ_T sofre apenas pequenas variações (fig.27).

Uma análise semelhante à anterior é feita também para o caso 2. As aeronaves conseguem concluir o desvio, seguindo de forma correta as altitude de referência e nunca entrando em conflito posicional. Todos os estados têm comportamentos parecidos com os estados da aeronave A, embora menos acentuadamente. A apresentação dos gráficos de todos os estados seria redundante. Desta forma, apenas serão apresentados os gráficos dos estados que devem seguir uma referência (u e h) e também de δ_E e δ_T .

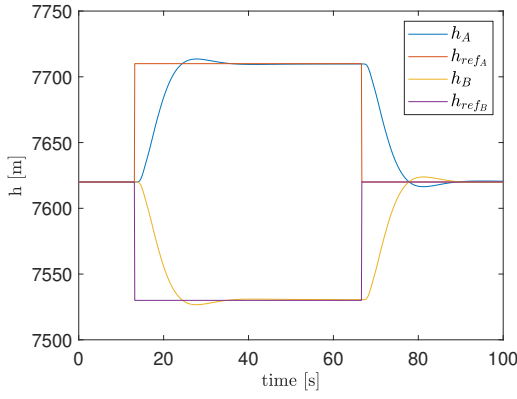


Figura 28. Variação de h das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 2.

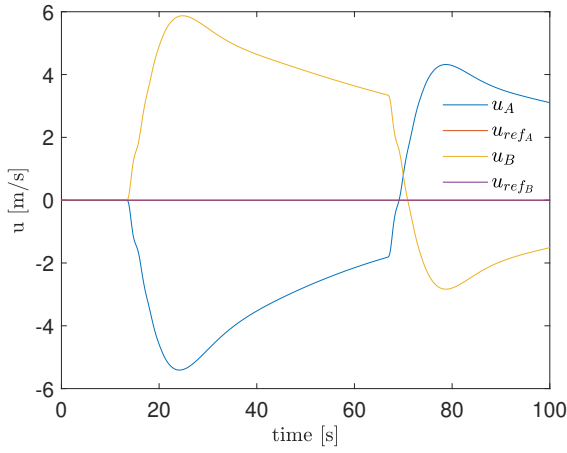


Figura 29. Variação de u das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 2.

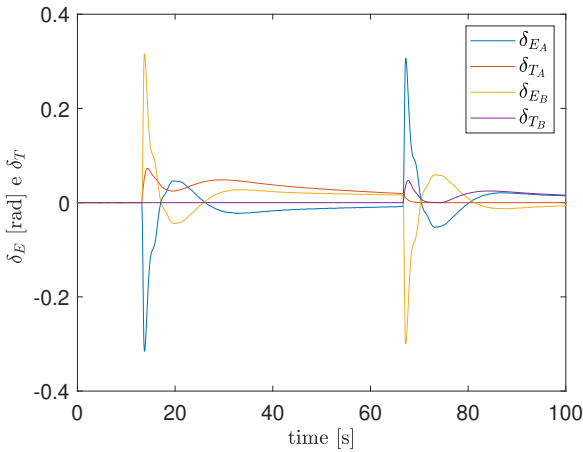


Figura 30. Variação de δ_E e de δ_T das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 2.

Depois de analisar os comportamentos dos estados perante os casos estudados, é necessário confirmar que o principal objetivo do sistema foi concluído. Para tal, é necessário obter a distância entre as duas aeronaves e verificar que não ocorreu colisão. A distância entre as duas aeronaves em ambos os casos e ainda no caso 0 para efeitos comparativos pode ser observado na figura 32.

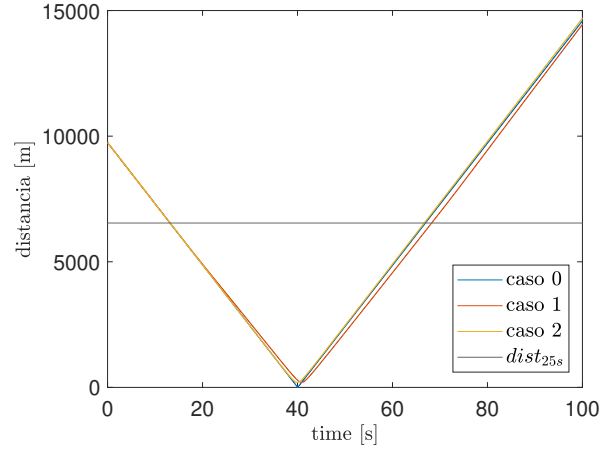


Figura 31. Distância entre as duas aeronaves para os diferentes casos e distância a partir da qual o TCAS começa a atuar ($dist_{25s}$).

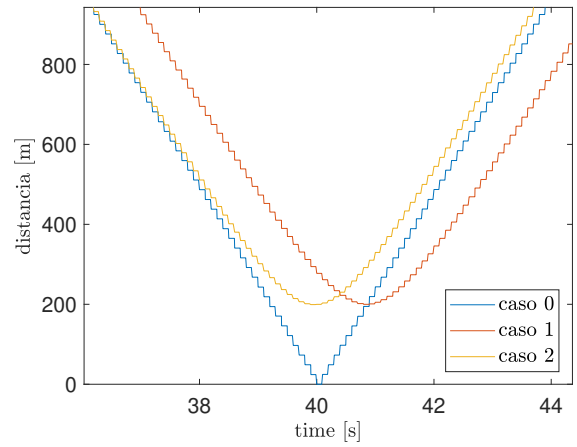


Figura 32. Zoom no gráfico da distância entre as duas aeronaves para os diferentes casos e distância a partir da qual o TCAS começa a atuar ($dist_{25s}$).

Duas notas devem ser feitas em relação aos dois casos distintos. Primeiro, observa-se uma ligeira diferença entre os tempos para o qual a distância entre aeronaves é mínima. Isto deve-se, principalmente, à variação de velocidade longitudinal u verificada (fig. 23 e fig. 29). No caso 1, há inicialmente um decréscimo grande de u na aeronave que sobe. No caso 2, a variação de u da aeronave A é praticamente compensada pela variação de u da aeronave B. Assim, o caso 1 será mais lento a alcançar a distância mínima, como se pode observar pelo gráfico. Se, no caso 1, a aeronave descesse, a distância mínima seria atingida de forma ligeiramente mais rápida.

Em segundo, podia ser de esperar que a diferença de distâncias mínimas entre os dois casos fosse significativa. No entanto, podemos observar nas figuras 22 e 28 que as altitudes das aeronaves a 40 segundos (perto do tempo de distância mínima) estão já praticamente coincidentes com as referências, explicando assim a desprezável diferença.

7 Análise crítica e conclusão

Após análise dos objetivos propostos para o projeto de aplicação, nomeadamente a estabilização do sistema, o controlo de atitude e trajetória, a implementação de sensores e atuadores e, por fim, a simulação de um sistema TCAS, conclui-se que todos foram cumpridos.

De facto, num primeiro momento, desenvolveu-se um

sistema de aumento de estabilidade em controlo clássico SISO, garantindo qualidades de voo de nível 1 e um amortecimento do modo fugóide superior a 0.6, através de uma análise crítica do lugar geométrico das raízes. No entanto, esta abordagem foi, de seguida, descartada e substituída por um controlo moderno, mais adequada a sistemas multivariáveis (MIMO). Nesse sentido, implementou-se um controlador LQR, realimentando em servomecanismo a velocidade longitudinal e a altitude e regulando os restantes estados. Para tal, recorreu-se ao Método de Bryson e a várias simulações, de forma a determinar e otimizar os parâmetros que resultaram nas matrizes Q e R , e obter um bom seguimento de referência. Alguns ajustes ainda foram efetuados no decorrer do projeto. Aliado a estas implementações, foram introduzidos sensores e atuadores, para uma melhor aproximação à realidade, ajustando as matrizes Q e R , previamente definidas. Na fase final, realizou-se a simulação de um sistema TCAS, um sistema de desvio de aeronaves em rota de colisão. Os resultados obtidos são os expectáveis, pelo que, em ambos os casos (movimento de uma aeronave ou de ambas) a distância de segurança foi cumprida.

Deste modo, com a elaboração deste projeto, foi possível a familiarização dos elementos do grupo com diversas técnicas de desenvolvimento e implementação de controladores de voo, aplicadas à situação de movimento longitudinal da aeronave ATR72, possibilitando uma aprendizagem com uma componente prática forte, imprescindível no setor em questão.

Referências

- [1] Azinheira, J.R. (2020), *Controlo de Voo*, DEM IST.

8 Anexo

Os esquemas criados para o SAE no Simulink são os seguintes:

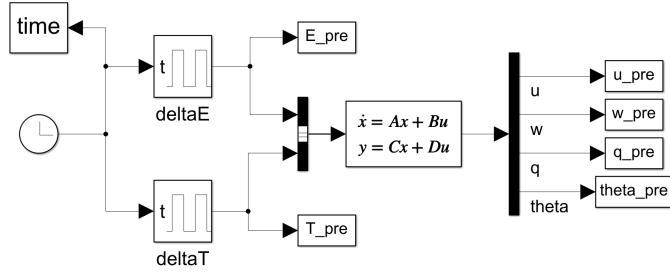


Figura 33. Implementação do sistema de malha aberta.

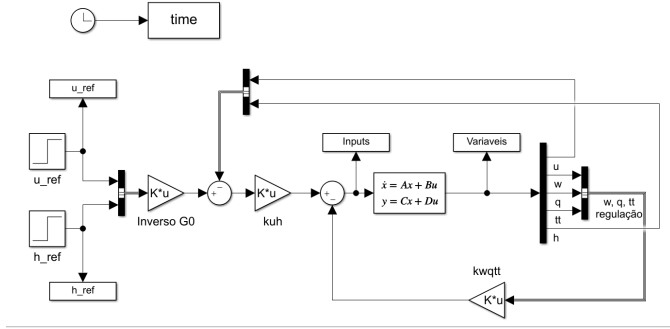


Figura 34. Implementação do Sistema de Aumento de Estabilidade.

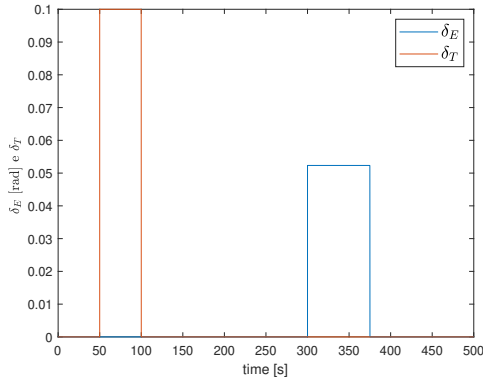


Figura 35. Perturbações introduzidas no leme de profundidade e no throttle.

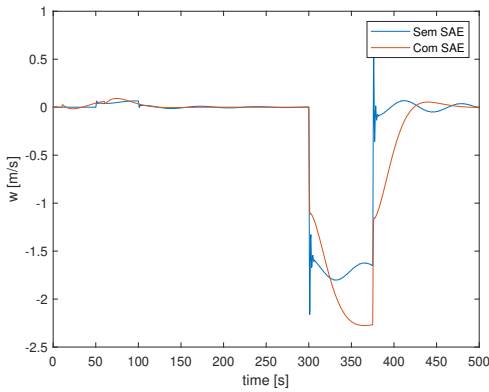


Figura 36. Resposta da velocidade vertical às perturbações introduzidas ($\Delta\delta_e = 3$ em $t=300s$ durante 75s e $\Delta\delta_T = 0.1$ em $t=50s$ durante 50s) com e sem SAE.

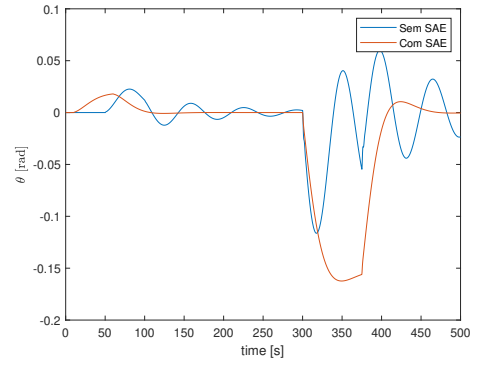


Figura 37. Resposta da razão de picada às perturbações introduzidas ($\Delta\delta_e = 3$ em $t=300s$ durante 75s e $\Delta\delta_T = 0.1$ em $t=50s$ durante 50s) com e sem SAE.

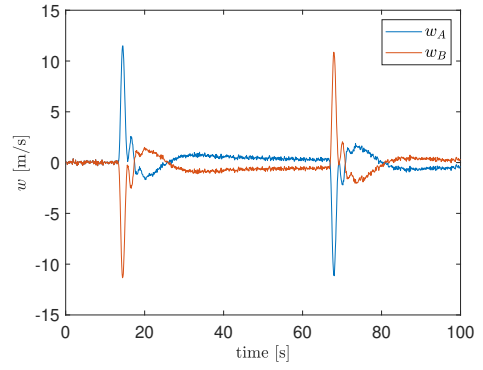


Figura 38. Variação de w das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 2.

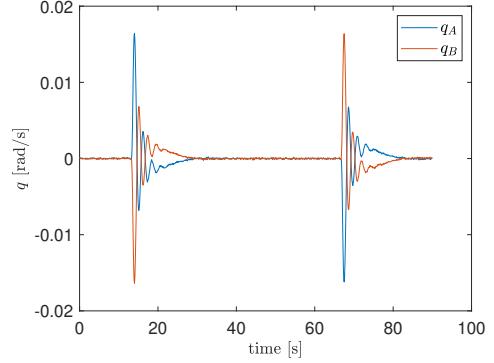


Figura 39. Variação de q das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 2.

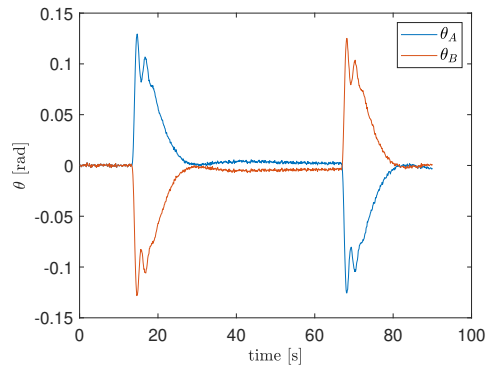


Figura 40. Variação de θ das aeronaves perante a implementação do sistema TCAS no caso 2.