



INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

Alejandro Arturo Rios Cruz

Exame (CTR) - Simulação e Controle de Aeronaves

AB-266

São José dos Campos

15/07/2018

1 Exame

Considere a aeronave F16, operando em voo em rampa de -2.5 graus, com velocidade de 500ft/s e em altitude de 70ft , com CG na condição nominal (35% da corda media aerodinâmica). Os atuadores do profundor, leme de direção e aileron são filtros de primeira ordem com constante de tempo $\tau_p = 1/20.2s$. A dinâmica do sistema propulsivo integra o modelo da aeronave.

A aeronave se aproxima do pouso em pista em nível do mar. O final da rampa em $\gamma_r = -2.5^\circ$ partir de $h_0 = 70\text{ft}$ encontra o solo em uma distância $D = 3000\text{ft}$ em relação a cabeceira da pista. Lateralmente, a aeronave está deslocada de $Y = 70\text{ft}$ em relação ao plano vertical que passa pela linha de referência longitudinal da pista.

Projete um piloto automático que seja capaz de arredondar a trajetória da aeronave para pouso suave com velocidade vertical inferior a 3ft/s e alinhar a aeronave com o eixo longitudinal da pista antes do toque. Mostre a estrutura de controle escolhida e todos os passos utilizados para a solução do problema, matrizes de ponderação, e ganhos. Mostre os resultados de simulações lineares que forem necessárias para validação da lei de controle. Por fim, apresente os resultados da simulação não-linear da aterrissagem (variação dos estados da aeronave, deflexões das superfícies de controle e sinal de controle propulsivo) e apresente as explicações físicas para os comportamentos observados. Para simulação considere batentes de $\pm 30^\circ$ em todas as superfícies de controle.

Para a resolução deste exercício foram empregadas as estruturas de controle longitudinal e látero-direcional por separado com a finalidade de simplificar a obtenção dos ganhos necessários para cada uma das fases de voo. O problema foi então subdividido em 3 estruturas: aproximação, arredondamento e piloto automático de direção. Este último foi empregado durante todas as fases de voo pois foi observado que a ativação do controle para entrar na fase de aproximação acabava exitando um movimento lateral que fez como que a aeronave se deslucasse em y fazendo como que a aeronave partisse para a fase de arredondamento numa posição diferente de $Y = 70\text{ft}$.

1.1 Aproximação

Inicialmente foi empregada a estrutura de controle empregada no problema da aproximação com a finalidade de utilizar os ganhos que surgem desta fase como ganhos iniciais para a fase de arredondamento. A estrutura empregada para a aproximação é apresentada na figura 1

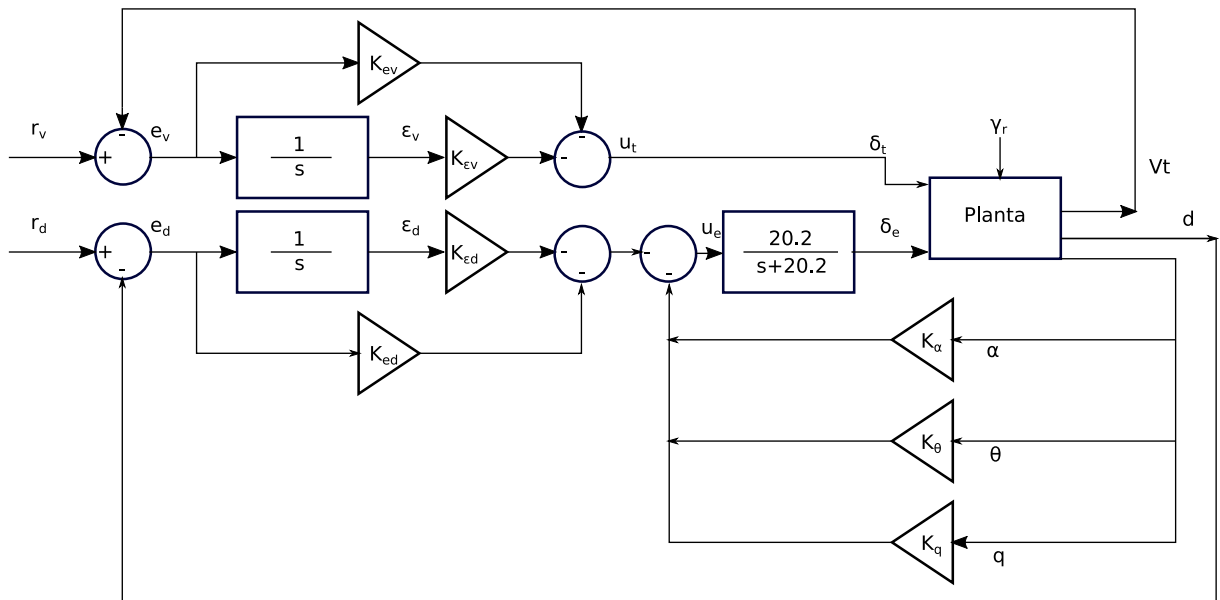


Figura 1 – Diagrama de blocos da estrutura de controle empregada para o controle de aproximação.

As matrizes aumentadas para a fase de aproximação são apresentadas na figura 7.

A_label =

	u	w	q	theta	Pow	d_p	d	Ev	Ed
	—	—	—	—	—	—	—	—	—
u	-0.014575	0.049676	-20.416	-32.144	0.37274	0.19222	0	0	0
w	-0.088377	-0.93228	455.84	-1.3902	0	-0.97342	0	0	0
q	-6.4564e-05	0.0014929	-0.9827	0	0	-0.15932	0	0	0
theta	0	0	1	0	0	0	0	0	0
Pow	0	0	0	0	-1	0	0	0	0
d_p	0	0	0	0	0	-20.2	0	0	0
d	2.4756	-57.242	0	28648	0	0	0	0	0
Ev	-0.99907	-0.043207	0	0	0	0	0	0	0
Ed	0	0	0	0	0	0	-1	0	0

B_label =

	d_t	d_e
	—	—
u	0	0
w	0	0
q	0	0
theta	0	0
Pow	64.94	0
d_p	0	20.2
d	0	0
ev	0	0
ed	0	0

C_label =

	u	w	q	theta	Pow	d_p	d	ev	ed
	—	—	—	—	—	—	—	—	—
alpha	-0.0049512	0.11448	0	0	0	0	0	0	0
theta	0	0	0	57.296	0	0	0	0	0
q	0	0	57.296	0	0	0	0	0	0
ev	-0.99907	-0.043207	0	0	0	0	0	0	0
intev	0	0	0	0	0	0	0	1	0
ed	0	0	0	0	0	0	-1	0	0
inted	0	0	0	0	0	0	0	0	1

Figura 2 – Matrizes aumentadas para a fase de aproximação.

O fechamento do sistema empregando LGR seguiu a seguinte ordem:

- α para estabilizar fugaide.
- θ para aumentar o amortecimento da fugaide.
- q para aumentar amortecimento de período curto.

Finalmente foram realimentados os erros e integrais dos erro da distância e posteri-

ormente da velocidade. Os ganhos empregados no fechamento do LGR são mostrados a seguir:

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -0.0023 & -1e^{-6} & 0 & 0 \\ -2.0000 & -0.2000 & -0.7230 & 0 & 0 & 0.0002 & 6e^{-6} \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

Cujas posições correspondem a:

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & K_{ev} & K_{iev} & 0 & 0 \\ K_{\alpha} & K_{\theta} & K_q & 0 & 0 & K_{ed} & K_{ied} \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

Com este fechamento foram obtidos os comportamentos de amortecimento e frequência apresentados a seguir:

Pol e	Dampi ng	Frequency (rad/ seconds)	Ti me Constant (seconds)
- 3. 66e- 04	1. 00e+00	3. 66e- 04	2. 73e+03
- 3. 36e- 02	1. 00e+00	3. 36e- 02	2. 98e+01
- 5. 09e- 02	1. 00e+00	5. 09e- 02	1. 96e+01
- 2. 54e- 02 + 2. 06e- 01i	1. 23e- 01	2. 07e- 01	3. 94e+01
- 2. 54e- 02 - 2. 06e- 01i	1. 23e- 01	2. 07e- 01	3. 94e+01
- 9. 40e- 01	1. 00e+00	9. 40e- 01	1. 06e+00
- 7. 47e+00	1. 00e+00	7. 47e+00	1. 34e- 01
- 7. 29e+00 + 3. 64e+00i	8. 95e- 01	8. 15e+00	1. 37e- 01
- 7. 29e+00 - 3. 64e+00i	8. 95e- 01	8. 15e+00	1. 37e- 01

Figura 3 – Propriedades de amortecimento e frequência obtidos a partir do fechamento da malha mediante LGR.

Na imagem anterior pode ser observado que todos os polos foram estabilizados e que as propriedades do período curto e fugoide cumprem com os requisitos de frequência e amortecimento mínimos especificados pela normal MIL.

Para a otimização dos ganhos foi empregada a matriz de ponderação constituída por $Q = H^T H$. Além disso, após varias tentativas optou-se por selecionar um valor que pondera-se significativamente o erro dado por $q = 0.001$. Nas tentativas realizados observou-se que existia uma maior necessidade de ponderar o controle de elevador di que o de manete por tanto foi montada a seguinte matriz $R = [0.01, 0; 0, 0.001]$. Finalmente foram selecionados os parâmetros $V = 0$ e $r0 = [1; 1]$ para rastreo de velocidade e distância. Foi empregado um índice de desempenho com formato quadrático dada pela seguinte equação:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (qt^2 \tilde{e}^T \tilde{e} + \tilde{u}^T \tilde{u}) dt + \frac{1}{2} v \tilde{e}^T \tilde{e} \quad (1.3)$$

A otimização forneceu os seguintes ganhos:

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -0.0396 & -0.0004 & 0 & 0 \\ 39.0483 & -38.9689 & -4.0686 & 0 & 0 & 0.0116 & 0.0033 \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

Os resultados da simulação do sistema em malha fechada são apresentados nas figuras 4 e 5.

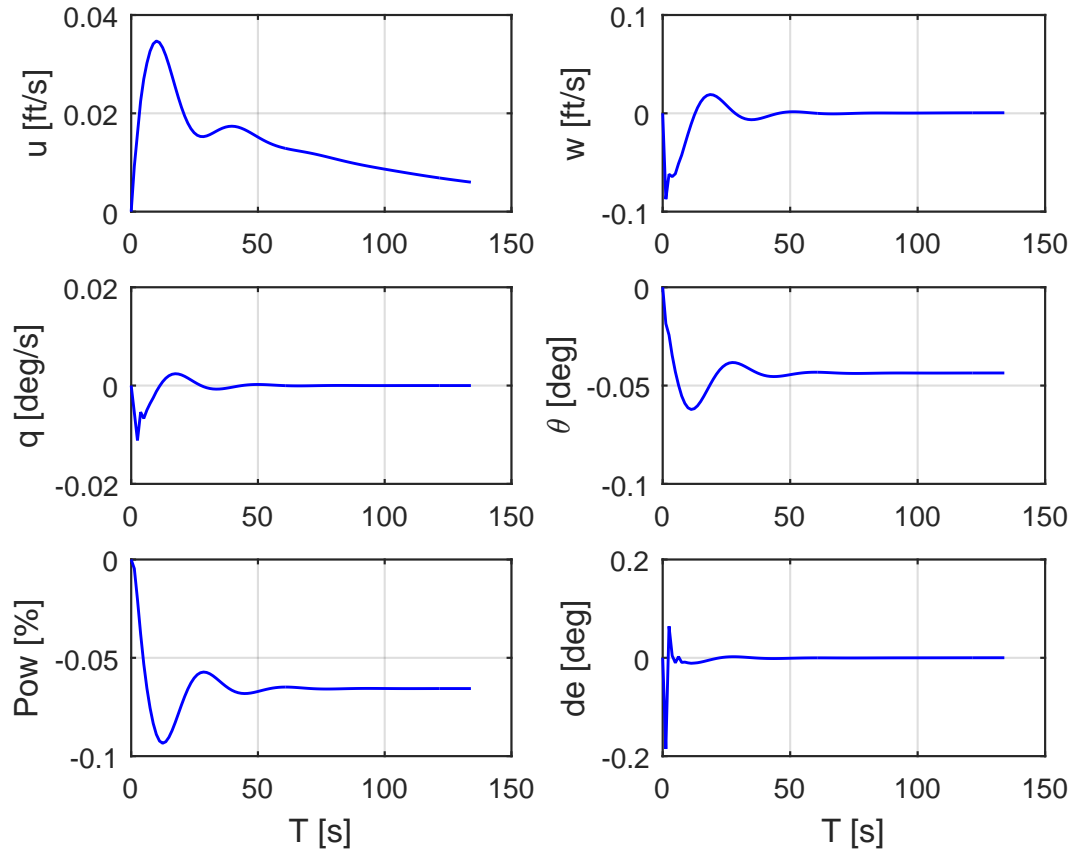


Figura 4 – Simulação linear da fase de aproximação (sistema em malha fechada).

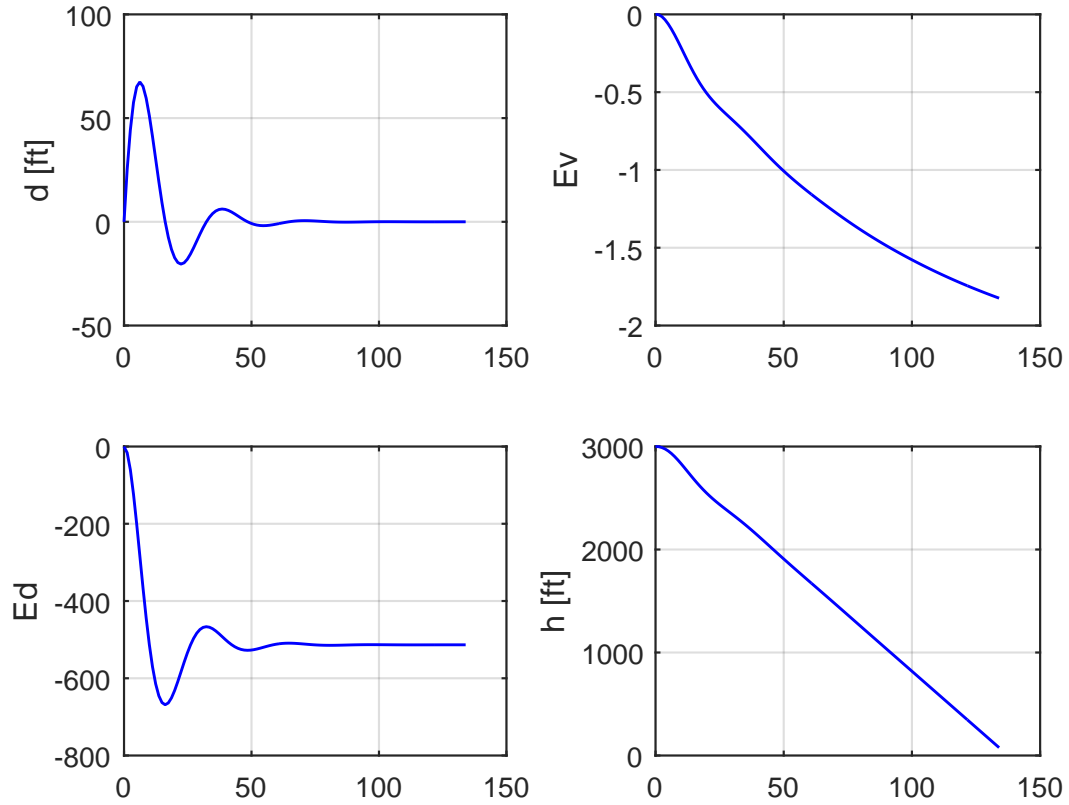


Figura 5 – Simulação linear da fase de aproximação (sistema em malha fechada).

A simulação apresentada nas figuras anteriores foi realizada com a duração aproximada necessária para atingir uma altitude de 70 ft com a finalidade de empegar o valor final dos estados como condição inicial na simulação de arredondamento linear. Observa-se dos resultados que os ganhos otimizados conseguem levar o sistema até a referência desejada em aproximadamente 60 segundos. Este tempo é suficiente para que a simulação chegue ao ângulo de rampa desejado muito antes de atingir os 70 ft que marcam o início do arredondamento. No entanto, acredita-se que uma melhor escolha da ponderação dos controles poderiam fazer como que a condição desejada fosse atingida num tempo menor.

1.2 Arredondamento

Uma vez que a aeronave atingiu a altitude de 70ft foram empregadas as estruturas de controle de arredondamento e o piloto automático de direção para alinhar a aeronave com a pista e fazer o toque final com a velocidade vertical antes especificada. A estrutura de controle correspondente ao arredondamento é apresentada na figura 6.

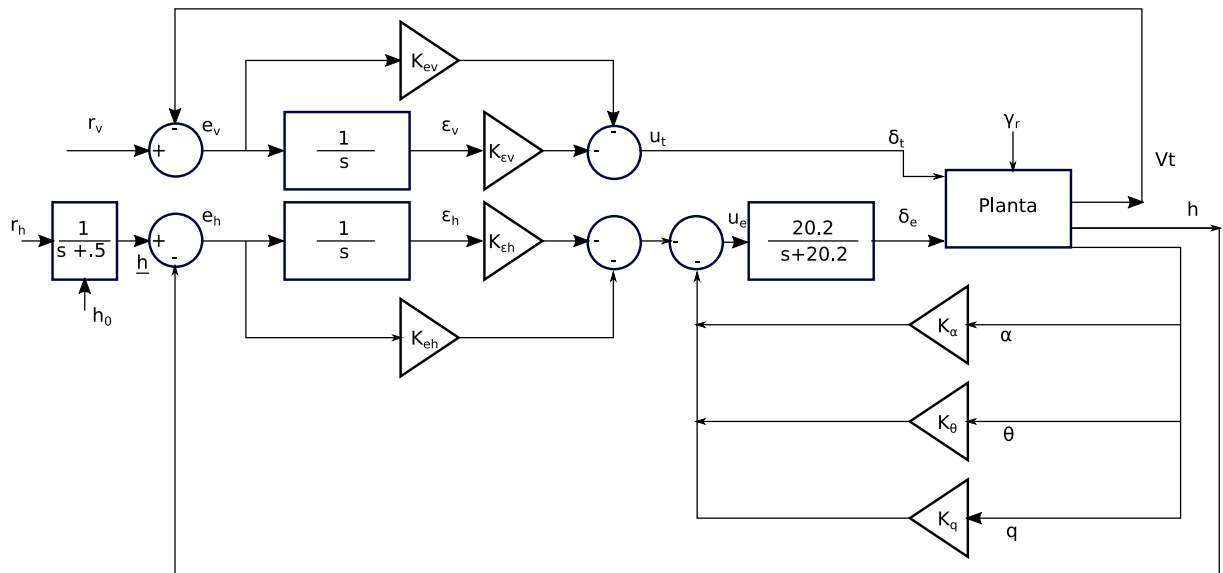


Figura 6 – Diagrama de blocos da estrutura de controle empregada para o controle de arredondamento.

Para o projeto do piloto automático de arredondamento foi montado o sistema linearizado cujas matrizes aumentadas apresentadas a seguir:

Al_label =

	u	w	q	theta	Pow	de	h	href	Ev	Eh
u	-0.014575	0.049676	-20.416	-32.144	0.37274	0.19222	4.2997e-05	0	0	0
w	-0.088377	-0.93228	455.84	-1.3902	0	-0.97342	-0.00095568	0	0	0
q	-6.4564e-05	0.0014929	-0.9827	0	0	-0.15932	4.0785e-36	0	0	0
theta	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
Pow	0	0	0	0	-1	0	0	0	0	0
de	0	0	0	0	0	-20.2	0	0	0	0
h	-0.043207	0.99907	0	-500	0	0	0	0	0	0
href	0	0	0	0	0	0	0	-0.5	0	0
Ev	-0.99907	-0.043207	0	0	0	0	0	0	0	0
Eh	0	0	0	0	0	0	-1	1	0	0

Bl_label =

	d_t	d_e
u	0	0
w	0	0
q	0	0
theta	0	0
Pow	64.94	0
de	0	20.2
h	0	0
href	0	0
Ev	0	0
Eh	0	0

C_a_label =

	u	w	q	theta	Pow	de	h	href	Ev	Eh
alpha	-0.0049512	0.11448	0	0	0	0	0	0	0	0
theta	0	0	0	57.296	0	0	0	0	0	0
q	0	0	57.296	0	0	0	0	0	0	0
ev	-0.99907	-0.043207	0	0	0	0	0	0	0	0
Ev	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0
Eh	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1
eh	0	0	0	0	0	0	-1	1	0	0

Figura 7 – Matrizes aumentadas para a fase de arredondamento.

Neste caso foram empregados como ganhos iniciais os mesmos ganhos provenientes da otimização da fase de aproximação, porém, os ganhos correspondentes ao erro de distância foram substituídos por ganhos correspondentes ao erro de h, também mediante fechamentos sucessivos empregado LGR. A matriz de ganhos iniciais é apresentada a seguir:

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -0.0396 & -0.0004 & 0 & 0 \\ 39.0483 & -38.9689 & -4.0686 & 0 & 0 & -0.001 & -0.1 \end{bmatrix} \quad (1.5)$$

Cujas posições correspondem a:

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & K_{ev} & K_{iev} & 0 & 0 \\ K_{\alpha} & K_{\theta} & K_q & 0 & 0 & K_{eh} & K_{ieh} \end{bmatrix} \quad (1.6)$$

Para a otimização dos ganhos foi empregada a matriz de ponderação constituída por $Q = H^T H$ e após várias iterações observou-se que neste caso seria necessária uma ponderação ainda maior do erro dada por $q = 1e - 4$. Para evitar que as deflexões de elevador ultrapassaram os limites optou-se por restringir mais a ponderação de elevador resultando em $R = [1, 0; 0, 10];$ e $r_0 = [1; 0];$. Nesta caso foi empregado o mesmo formato de índice de desempenho que na aproximação.

A otimização forneceu os ganhos apresentados a seguir:

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -0.0471 & -0.0005 & 0 & 0 \\ 31.9284 & -32.0135 & -2.2443 & 0 & 0 & -0.0015 & -1.0970 \end{bmatrix} \quad (1.7)$$

Os resultados da simulação do sistema em malha fechada são apresentados nas figuras 8 e 9.

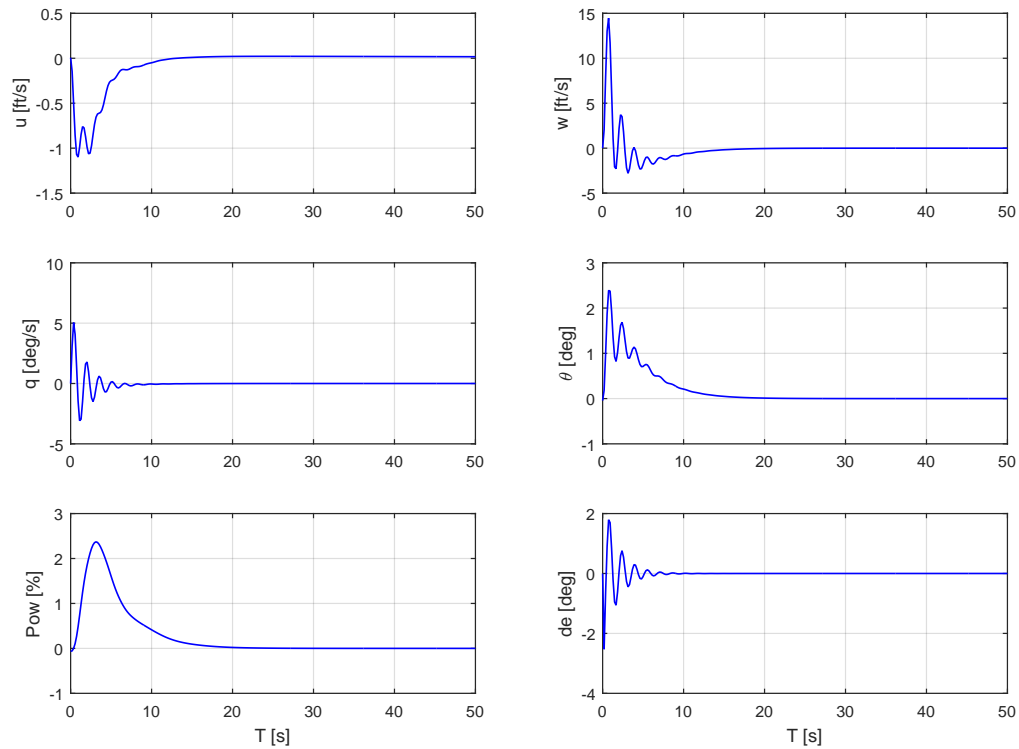


Figura 8 – Simulação linear da fase de arredondamento (sistema em malha fechada).

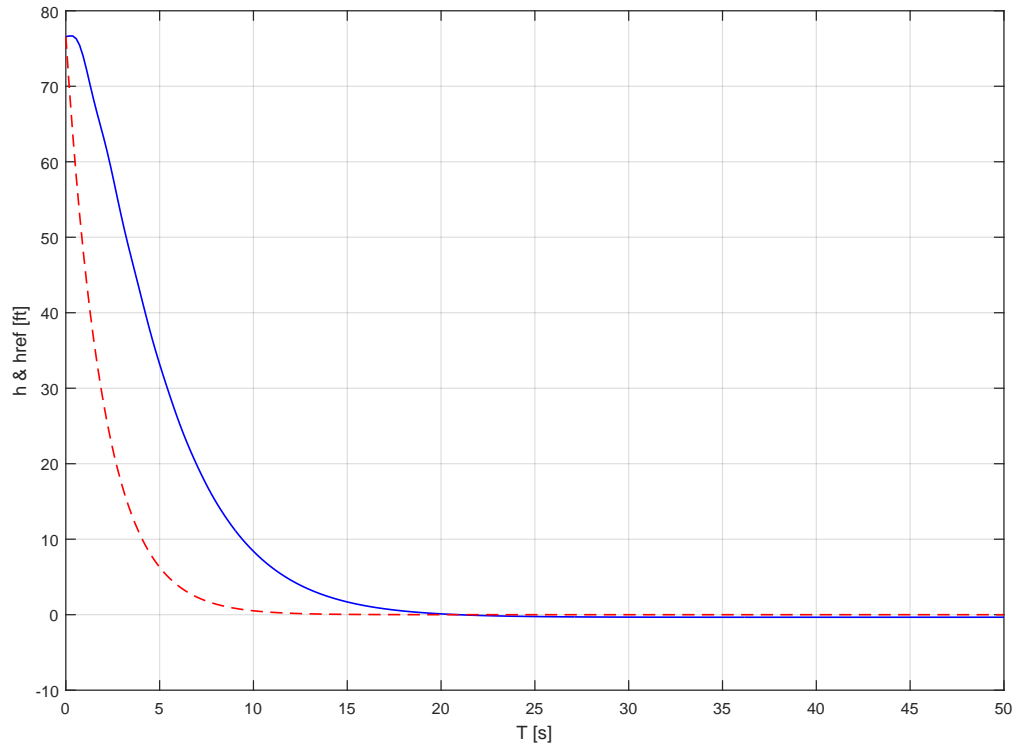


Figura 9 – Simulação linear da fase de arredondamento (sistema em malha fechada).

Nas figuras anteriores pode se observar que os ganhos obtidos apresentam um formato de aproximação consideravelmente próximo a referência com um ligeiro defase que pode estar relacionado a montagem aproximada da condição inicial.

1.3 PA de direção

Finalmente para o projeto do PA de direção foi empregada a estrutura de controle apresentada na figura 10.

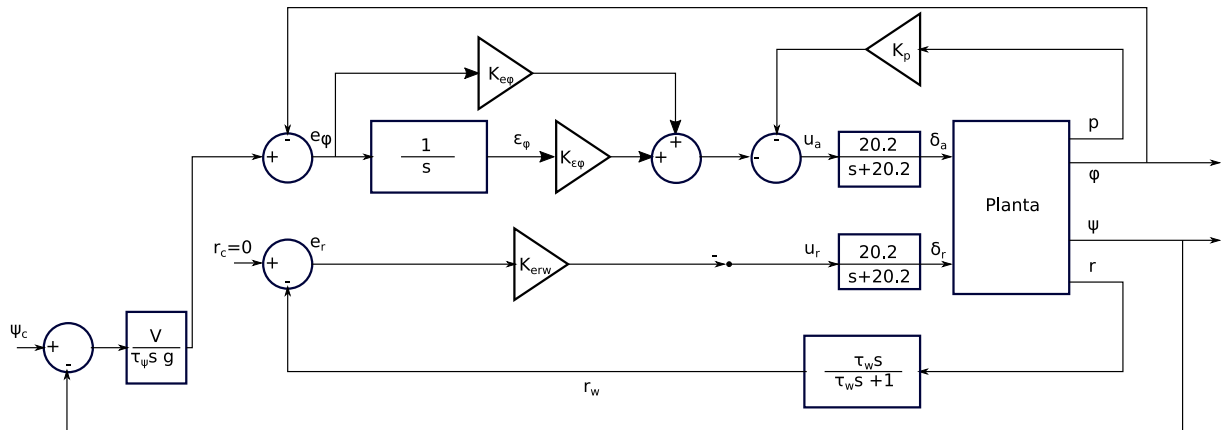


Figura 10 – Diagrama de blocos da estrutura de controle empregada para o piloto automático de direção.

As matrizes aumentadas do sistema linearizado para o nivelador de asa são apresentados na figura 11.

Aa_l eg =

	v	r	phi	p	d_a	d_r	Ephi	xw
v	- 0. 29354	- 496. 01	32. 144	21. 448	0. 13449	0. 36717	0	0
r	0. 015554	- 0. 43474	0	- 0. 028367	- 0. 028816	- 0. 05635	0	0
phi	0	0. 043248	- 6. 0371e- 33	1	0	0	0	0
p	- 0. 057368	0. 63386	0	- 3. 3412	- 0. 6668	0. 11883	0	0
d_a	0	0	0	0	- 20. 2	0	0	0
d_r	0	0	0	0	0	- 20. 2	0	0
Ephi	0	0	- 1	0	0	0	0	0
xw	0	1	0	0	0	0	0	- 1

Ba_l eg =

	d_a	d_r
v	0	0
r	0	0
phi	0	0
p	0	0
d_a	20. 2	0
d_r	0	20. 2
Epsi	0	0
xw	0	0

Ca_l eg =

	v	r	phi	p	d_a	d_r	Ephi	xw
Ephi	0	0	0	0	0	0	1	0
er	0	- 57. 296	0	0	0	0	0	1
p	0	0	0	1	0	0	0	0
ephi	0	0	- 1	0	0	0	0	0

Figura 11 – Matrizes aumentadas nivelador de asa.

A partir destas matrizes a malha foi realimentada mediante o fechamento sucessivo de malhas empregando o LGR. Este fechamento inicial forneceu os seguintes ganhos:

$$K = \begin{bmatrix} 2.0000 & 0 & -5.0000 & 10.0000 \\ 0 & 0.1800 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1.8)$$

onde:

$$K = \begin{bmatrix} Kie_\phi & 0 & Kp & Ke_\phi \\ 0 & Ker & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1.9)$$

As características de frequência e amortecimento do sistema em malha fechada são apresentados a continuação (figura 12):

Pole	Damping	Frequency (rad/seconds)	Time Constant (seconds)
-2.60e-01	1.00e+00	2.60e-01	3.84e+00
-9.78e-01	1.00e+00	9.78e-01	1.02e+00
-1.01e+00	1.00e+00	1.01e+00	9.94e-01
-6.86e-01 + 3.00e+00i	2.23e-01	3.07e+00	1.46e+00
-6.86e-01 - 3.00e+00i	2.23e-01	3.07e+00	1.46e+00
-6.87e+00	1.00e+00	6.87e+00	1.46e-01
-1.55e+01	1.00e+00	1.55e+01	6.47e-02
-1.95e+01	1.00e+00	1.95e+01	5.12e-02

Figura 12 – Propriedades de amortecimento e frequência obtidos a partir do fechamento da malha mediante LGR (PA direção).

Da imagem anterior observa-se que o modo correspondente ao dutch roll cumpre com os requerimentos mínimos especificados pela norma MIL. Além disso observa-se que todos os outros modos foram estabilizados e aparentemente apresentam boas características.

Uma vez obtidos os ganhos iniciais procedeu-se para a obtenção dos ganhos otimizados. Os parâmetros empregados foram para ponderação do erro $q = 0.01$ e $Q = Ha^T Ha$. Para o caso da deflexão das superfícies de controle observou-se a necessidade de ponderar maiormente o aileron pois para este PA observou-se uma maior exigência desta superfície, sendo assim utilizou-se $R = [0.10; 01]$, $r0 = [1; 0]$ e $V = 10$. Neste caso foi empregado novamente o mesmo formato de índice de desempenho utilizado nos outros PA's. A otimização forneceu os seguintes ganhos:

$$K = \begin{bmatrix} 15.6104 & 0 & -2.1816 & 14.8960 \\ 0 & 2.5130 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (1.10)$$

A resposta em malha fechada do sistema para uma entrada degrau de $\phi = 10$ graus é apresentada na figura 13

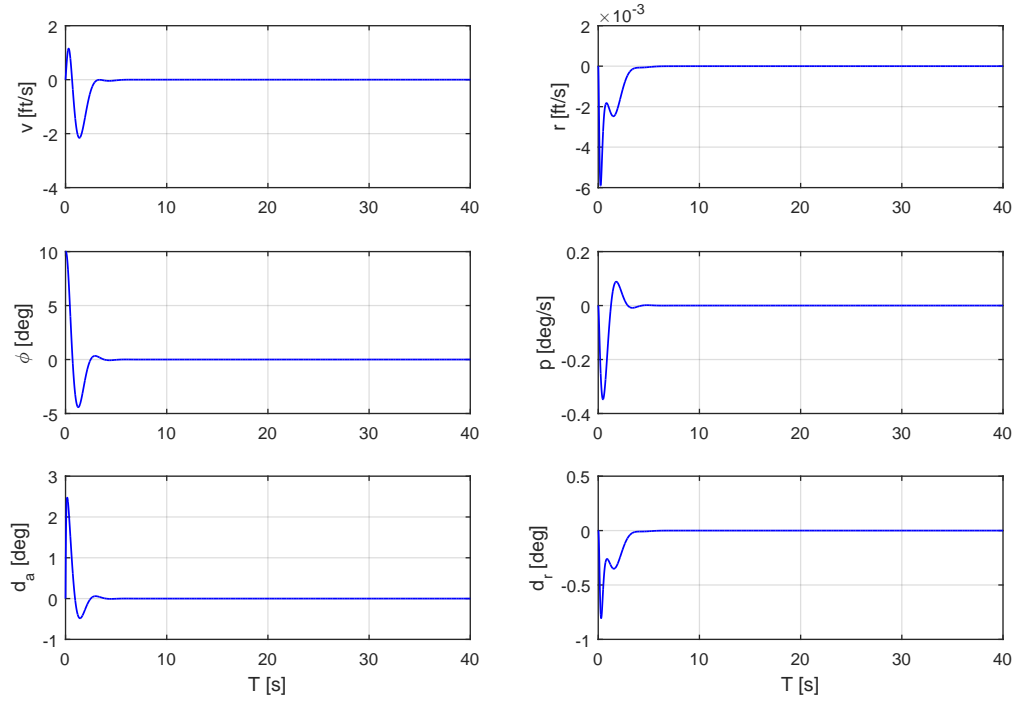


Figura 13 – Simulação da resposta apresentada pelo nivelador de asas para uma condição inicial de $\phi = 10$ graus.

Para o piloto automático de direção foi incluído no sistema a malha correspondente ao fechamento do ângulo de rumo ψ seguindo a estrutura apresentada na figura 10. As matrizes aumentada para o PA de direção são apresentadas a seguir:

A2_I eg =

	v	r	phi	p	d_a	d_r	Ephi	xw	psi
v	-0.29354	-496.01	32.144	21.448	0.13449	0.36717	0	0	0
r	0.015554	-0.43474	0	-0.028367	-0.028816	-0.05635	0	0	0
phi	0	0.043248	-6.0371e-33	1	0	0	0	0	0
p	-0.057368	0.63386	0	-3.3412	-0.6668	0.11883	0	0	0
d_a	0	0	23.819	-43.338	-20.2	0	-0.90514	0	0
d_r	0	73.004	0	0	0	-20.2	0	-1.2742	0
Ephi	0	0	-1	0	0	0	0	0	0
xw	0	1	0	0	0	0	0	-1	0
psi	0	1	0	0	0	0	0	0	0

B2_I eg =

	d_a
v	0
r	0
phi	0
p	0
d_a	-23.819
d_r	0
Epsi	1
xw	0
psi	0

Ca_I eg =

	v	r	phi	p	d_a	d_r	Ephi	xw	psi
psi	0	0	0	0	0	0	0	0	1

Figura 14 – Matrizes aumentadas PA de direção.

O sistema representado por estas matrizes foi fechado mediante o LGR com realimentação para ψ com um ganho $K_{psi} = 3$. Este ganho foi selecionado com a finalidade de se obter a resposta mais rápida possível com um amortecimento relativamente alto visando obter um bom comportamento numa manobra rápida como é a requerida para o alinhamento com a pista nas condições especificadas. Os resultados da simulação linear para uma condição inicial de $\psi = 10$ graus são apresentados nas figuras 15 e 16.

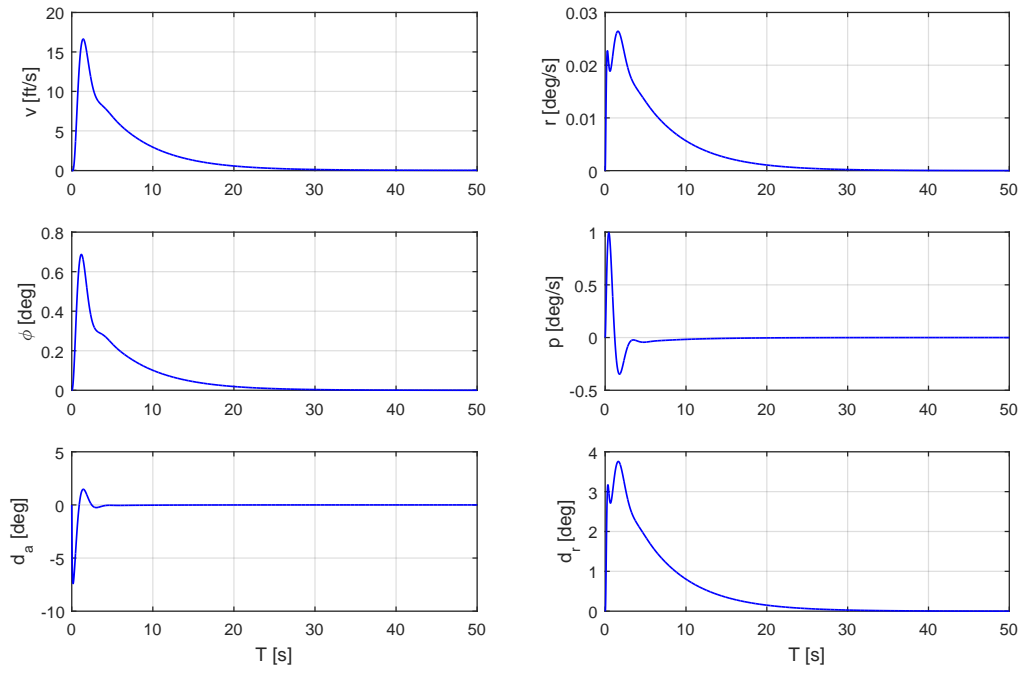


Figura 15 – Simulação linear de PA de direção para entrada degrau de $\psi = 10$ graus.

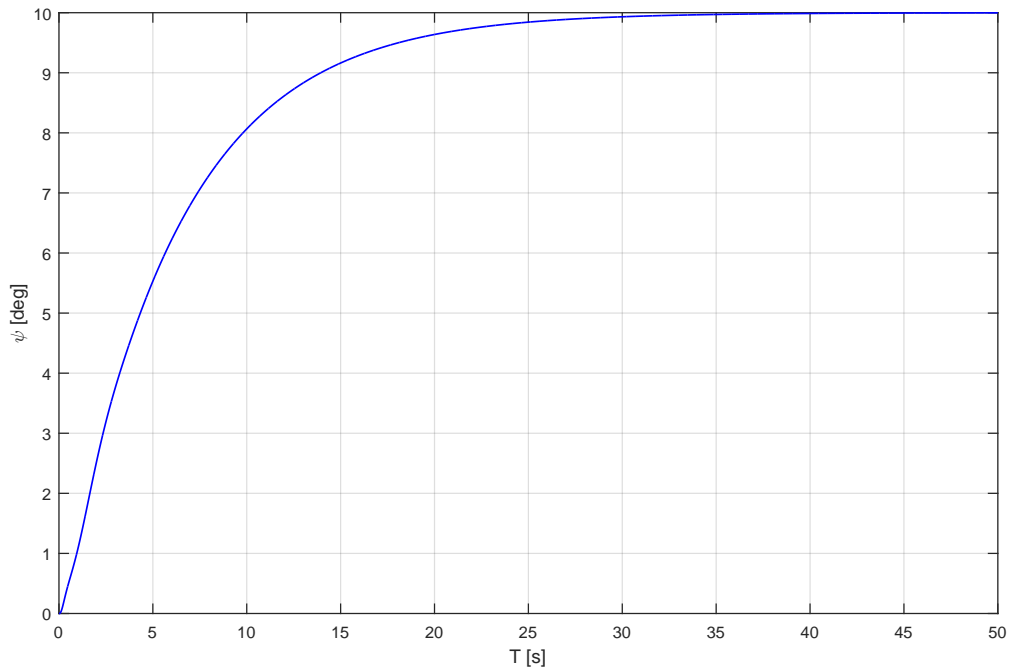


Figura 16 – Simulação linear de PA de direção para entrada degrau de $\psi = 10$ graus.

Os resultados das figuras anteriores mostram que para uma entrada degrau de 10 graus em ψ a deflexão de aileron não ultrapassa o limite de 30 graus. Caso exista a necessidade de um ângulo desta magnitude na simulação não linear, o ângulo de deflexão limite não será ultrapassado devido a existência dos limitadores.

1.4 Simulação não linear de pouso automático

A partir dos resultados das simulações lineares foram montadas as realimentações para o sistema não linear empregando os ganhos correspondentes para cada fase de voo. O voo foi iniciado numa altitude de 3000 ft a uma velocidade de 5000 ft/s com CG na condição nominal. Além disso a aeronave começa o voo deslocada lateralmente 70 ft em relação a o plano vertical que passa pela linha de referência longitudinal da pista.

O PA de aproximação em conjunto com o PA de direção é ativado após 5 segundos de voo e se mantém ativado até que a aeronave atinge uma altitude de 70 ft. Neste ponto o PA de aproximação é desativado e entra no seu lugar o PA de arredondamento o qual se mantém até o final da simulação. O PA de direção se mantém durante toda a simulação, porém, assim que a aeronave atinge 70 ft de altitude o valor de referencia ψ muda com a intenção de alinhar a aeronave com a cabeceira da pista. Uma vez que a direção é corrigida o ângulo ψ volta para o zero.

O valor de ψ de referência foi selecionado a partir de um processo relativamente iterativo. Da simulação linear foi observado que a resposta a um ângulo de rumo ψ_c não é muito rápida pois demora entre 30 a 40 segundos em atingir a condição desejada. Por outro lado a manobra de arredondamento desde o começo até atingir o solo (considerando que a aeronave toca o solo quando a altitude é de 0.03 ft) demora 24.5 segundos. Considerando o anterior não existiria tempo suficiente de realizar a manobra de alinhamento lateral fornecendo apenas um ângulo ψ_c pois é necessário considerar o atraso referido ao tempo em que a aeronave demora em atingir certa condição comandada. Inicialmente foi calculado um ângulo necessário de $\psi_c = -2.5$ graus sem considerar o atraso devido as características da resposta. Este ângulo foi aumentado iterativamente até atingir a condição desejada $\psi_c = -5.2$. Além disso, a manobra comandada precisou ser fornecida por pouco tempo, sendo que ao vez de comandar que o ângulo de derrapagem voltasse para o zero $\psi_c = 0$ quando a aeronave cruzasse o $Y = 0$, foi necessário comandar a manobra assim que a aeronave atingisse $Y = 63$ com a finalidade de que o tempo de resposta fosse o suficiente para não ultrapassar a pista lateralmente.

Os resultados da simulação completa (partido da aproximação) são apresentados nas figuras 17, 18, 19, 20, 21 e 22.

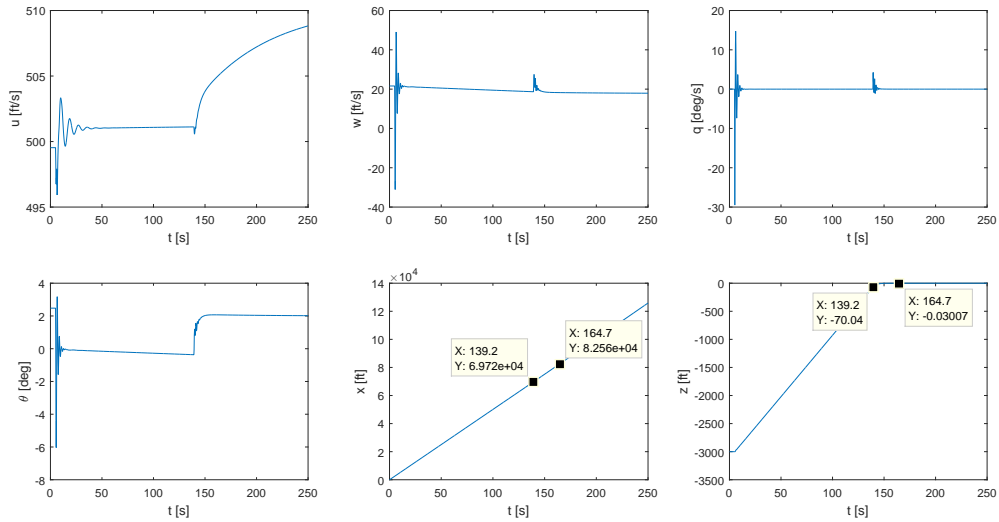


Figura 17 – Resultados das variáveis longitudinais da simulação não linear no PA de pouso.

Dos resultados apresentados na figura 17 pode se observar variações importantes nas diferentes variáveis durante a simulação, principalmente na hora de ativar os PA's. Numa fase inicial, observa-se a entrada do PA de aproximação após 5 segundos de voo reto e nivelado. Neste ponto observa-se que a ativação do PA exita um movimento longitudinal que tem uma duração de aproximadamente 40 segundos em concordância com os resultados apresentados na simulação linear. Após esta fase observa-se que a velocidade para de ser rastreada ao ser ativado o PA de arredondamento. Nas variáveis x e z são remarcados os pontos nos quais inicia a fase de arredondamento até a aeronave tocar o solo, tendo esta manobra uma duração de 24 segundos, coincidindo também com o resultado obtido na simulação linear.

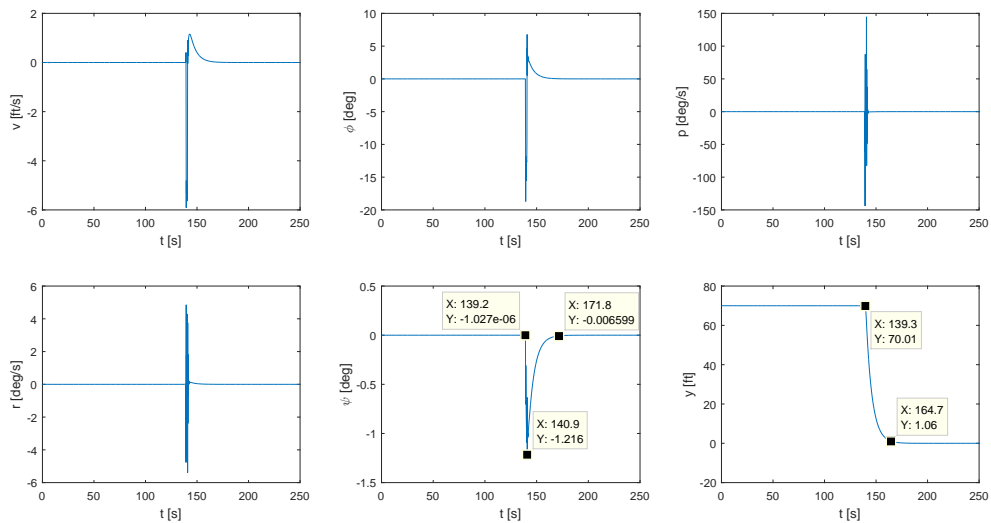


Figura 18 – Resultados das variáveis látero-direcionais da simulação não linear no PA de pouso.

Os resultados da figura 18 mostram o comportamento das variáveis látero-direcionais obtidas pela simulação não linear. Nesta figura pode se enxergar melhor o estipulado acima sobre a seleção do ângulo de rumo ψ . Observa-se que quando a aeronave está rastreando o $\psi_c = 5.2$ graus, a manobra é cortada para voltar a $\psi_c = 0$ no tempo justo para não varar a pista. A causa de se obter um resultado consideravelmente aceitável é que ao ser comandado um ângulo *psi* alto a manobra exita um ângulo de rolagem que também é alto durante um período curto de tempo. Isto faz como que a aeronave faça uma manobra agressiva que permite direciona-lá rapidamente rumo a cabeceira da pista. Ao ser comandado imediatamente depois $\psi_c = 0$ a aeronave tem tempo suficiente para finalizar o alinhamento final de forma suave.

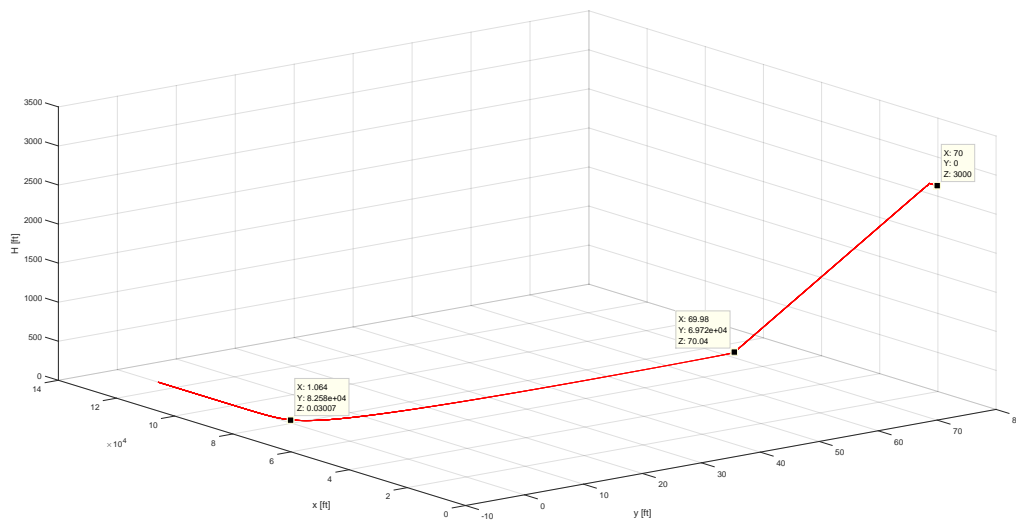


Figura 19 – Trajetória da aeronave durante a simulação não linear de PA de pouso.

Na figura 19 é apresentada a trajetória da aeronave. Nela pode se observar como a aeronave cumpre com as condições iniciais e finais indicadas no exercício.

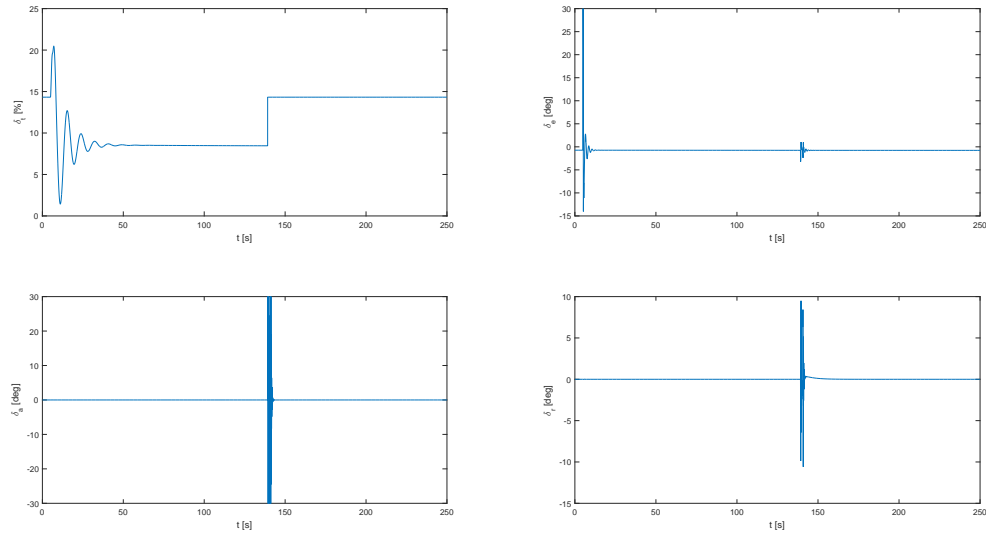


Figura 20 – Comandos dos controles da aeronave durante a simulação não linear do PA de pouso.

A figura 20 apresenta o comportamento dos controles durante a simulação. O controle de manete apresenta basicamente duas posições, sendo que na primeira o input de controle é diminuído para compensar o incremento de velocidade dado pelo próprio ângulo de descida da aeronave para aumentar novamente na fase de aproximação. O controle de elevador mostra um input agressivo na hora da aeronave sair do voo reto e nivelado e passar para a fase de aproximação. Na fase de arredondamento observa-se que são requeridas deflexões muito menores. Por sua parte o controle de aileron apresenta inputs que atingem o ângulo de deflexão máximo devido a manobra agressiva descrita acima. No entanto observa-se que o limitador de controle não permite que este exceda os 30 graus. Finalmente observa-se uma atuação mais suave no controle de leme, atingindo deflexões menores a 10 graus durante o alinhamento lateral de pista.

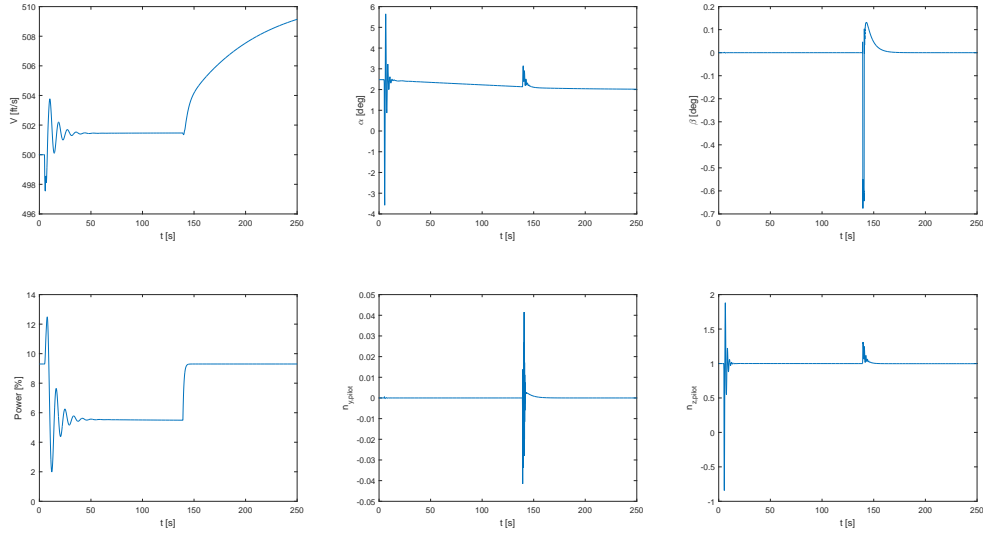


Figura 21 – Comportamento de diferentes variáveis durante a simulação não linear de PA de pouso.

Na figura 21 são mostrados os comportamentos de outros parâmetros. Neste caso resulta interessante observar o comportamento do ângulo de derrapagem, o qual varia de forma pequena durante a manobra de alinhamento lateral da pista, mostrando que a manobra é muito mais lateral do que direcional. Observa-se também que a manobra de entrada em aproximação resulta significativa em termos de fator de carga pois durante a ativação do controle são atingidos valores que vão quase desde -1 até 2. Provavelmente a entrada nesta manobra poderia ser suavizada colocando alguma espécie de limitador de aceleração longitudinal.

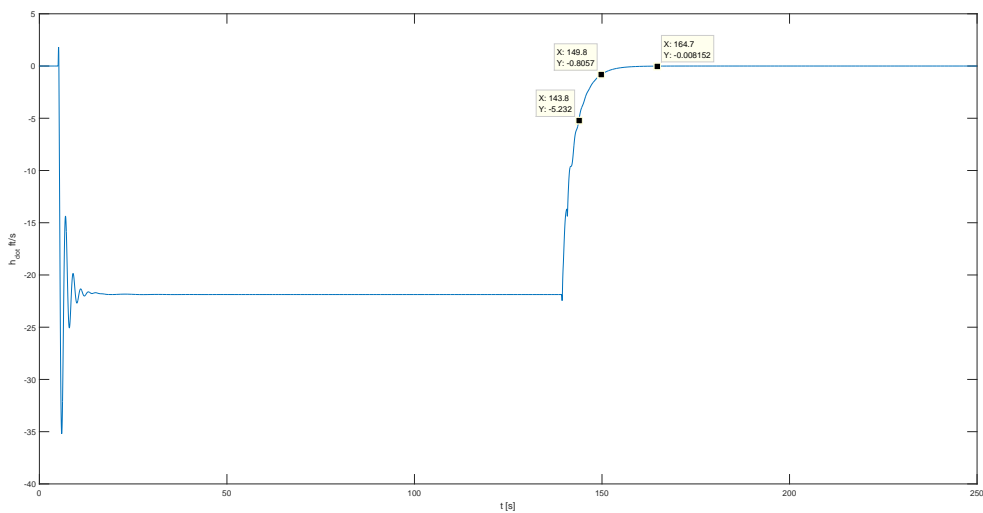


Figura 22 – Comportamento da velocidade vertical durante a simulação de pouso com piloto automático.

No último gráfico (figura 22) é possível observar que o PA de arredondamento

cumprir com o especificado em relação a limitante de velocidade horizontal, a qual não deveria exceder os 3 ft/s ao tocar o solo. É possível observar que a aeronave atinge uma velocidade menor a especificada quando se encontra a 9 pés do solo e realiza o toque numa velocidade vertical em torno de 0.008 ft/s. Em consequência podemos dizer que a aeronave pousa de forma suave.

Nas figuras 23 é apresentada uma simulação com um intervalo de tempo e altitude inicial menor com a finalidade de apreciar melhor a trajetória que a aeronave segue na fase final do pouso.

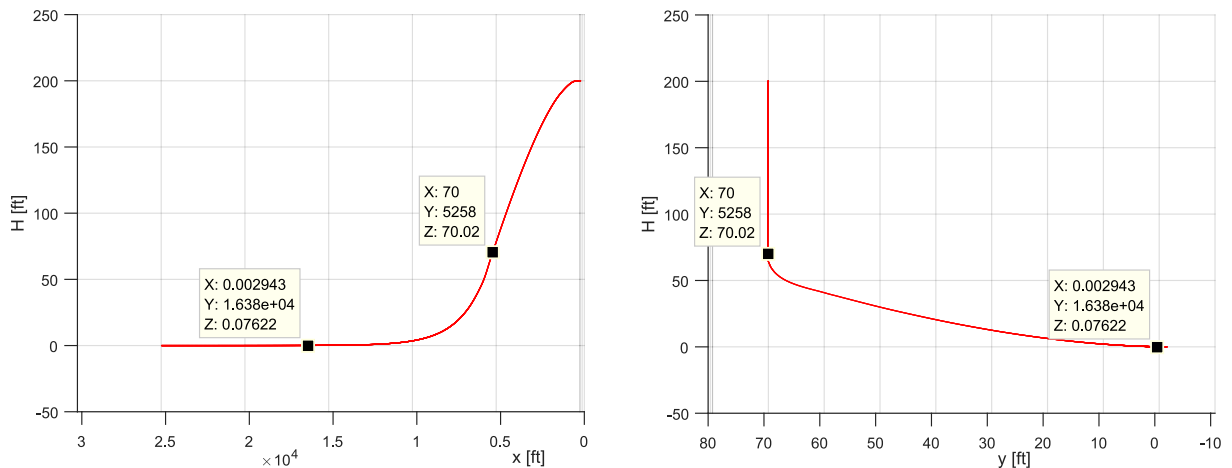


Figura 23 – Trajetória da aeronave durante uma simulação não linear começando de uma altitude $H = 200\text{ft}$ e com um tempo de simulação de 50 segundos.