



**INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA**

**Alejandro Arturo Rios Cruz**

**Exame**

**AB-266**

**São José dos Campos  
02/07/2018**

# 1 Exame

## 1.1 (1.0 ponto)

Calcule os estados e controles de voo trimado para a condição de operação em voo reto nivelado a:

- Mach = 0.78
- Altitude = 38000 ft

Simule a aeronave nesta condição por 10 segundos e mostre que o equilíbrio foi de fato encontrado.

Os estados e controles de voo trimado para a condição de operação são apresentados na tabela 1.

Estados	-	Unidades	Controles	-	Unidades
V	230.15	[m/s]	$T_{le}$	14907.32	[N]
$\alpha$	1.8046	[deg]	$T_{re}$	14907.32	[N]
q	0.0000	[deg]	$i_h$	-0.5941	[deg]
$\theta$	1.8046	[deg]	$\delta_e$	0.0000	[deg]
H	11582.4	[m]	$\delta_a$	0.0000	[deg]
x	0	[m]	$\delta_r$	0.0000	[deg]
$\beta$	0.0000	[deg]			
$\phi$	0.0000	[deg]			
p	0.0000	[deg/s]			
r	0.0000	[deg/s]			
$\psi$	0.0000	[deg]			
y	0	[m]			

Tabela 1 – Estados e controles de voo trimado para a condição de voo especificada.

Na figura 1 são apresentados os comportamentos de diferentes variáveis correspondentes a simulação da aeronave para a condição especificada por 10 segundos.

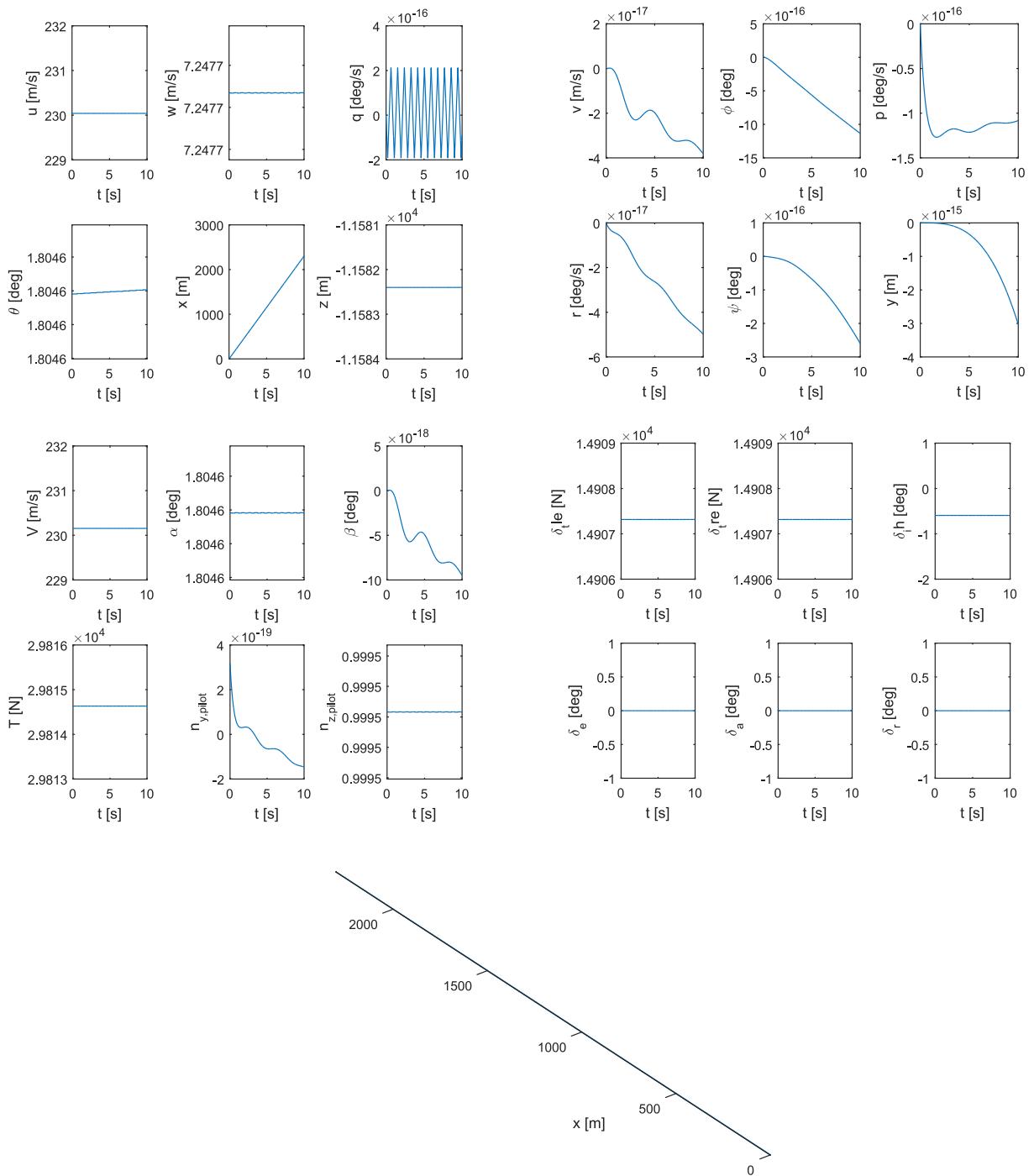


Figura 1 – Simulação temporal (10 segundos) do comportamento da aeronave para a condição especificada.

Os resultados acima confirmam que de fato o equilíbrio foi encontrado.

## 1.2 (1.0 ponto)

Calcule os estados e controles do voo trimado para curva coordenada à direita:

- Mach = 0.78
- Altitude = 38000 ft

- Raio de curvatura = 10 km

Mostre em um gráfico a trajetória da aeronave durante uma volta completa, considerando  $x(t=0) = 0$  e  $y(t=0) = 0$ .

Para definir o valor de  $\phi$  foi empregada a equação:

$$\phi = \tan^{-1} \frac{V^2}{g * R} \quad (1.1)$$

Os estados e controles de voo trimado para a curva coordenada à direita são apresentados na tabela 2.

Estados	-	Unidades	Controles	-	Unidades
V	230.15	[m/s]	$T_{le}$	16557.98	[N]
$\alpha$	2.3856	[deg]	$T_{re}$	16557.98	[N]
q	0.6260	[deg/s]	$i_h$	-0.8997	[deg]
$\theta$	2.0993	[deg]	$\delta_e$	0.0000	[deg]
H	11582.4	[m]	$\delta_a$	0.0184	[deg]
x	0	[m]	$\delta_r$	-0.2805	[deg]
$\beta$	0.0000	[deg]			
$\phi$	28.3750	[deg]			
p	-0.0483	[deg/s]			
r	1.1590	[deg/s]			
$\psi$	1.1335	[deg]			
y	0	[m]			

Tabela 2 – Estados e controles de voo trimado para a condição de curva coordenada à direita.

Na figura 2 e 3 são apresentada a trajetória que a aeronave segue na condição de curva coordenada com raio de 10 km e o comportamento das variáveis látero-direcionais nesta condição.

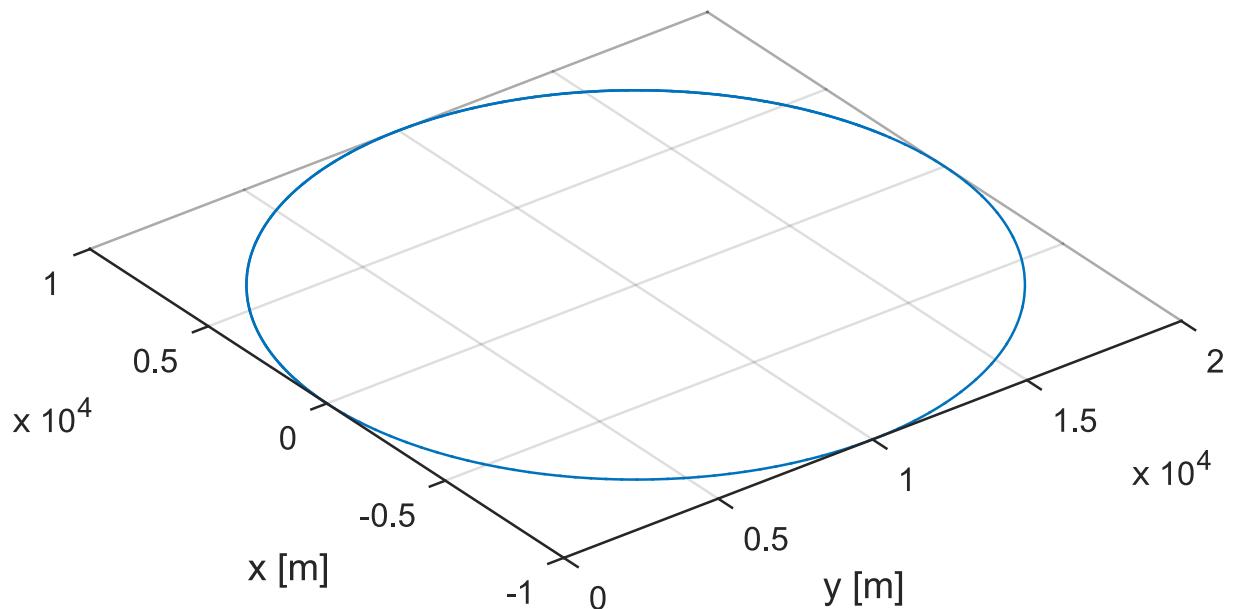


Figura 2 – Trajetória da aeronave na condição de curva coordenada (simulação de 400 segundos).

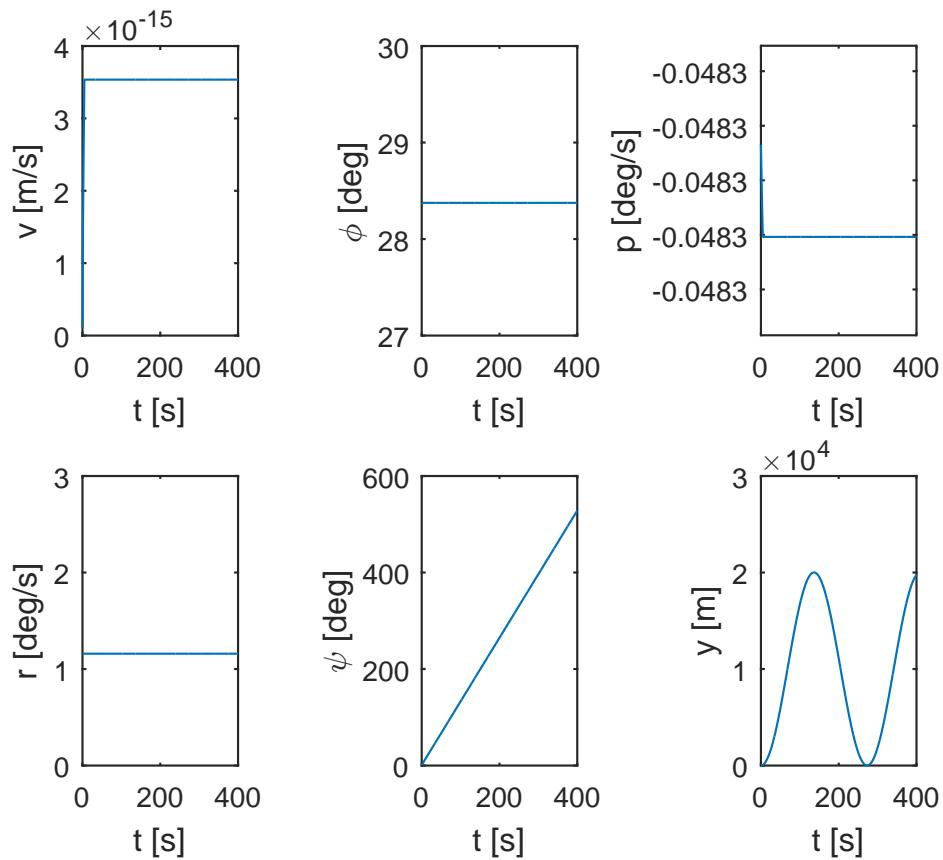


Figura 3 – Características látero-direcionais da aeronave voando em condição trimada para curva coordenada.

Da figura anterior observa-se que a aeronave completa uma volta em 273 segundos

de simulação, o que é consistente com:

$$T_{volta} = \frac{360}{\dot{\psi}} = \frac{360deg}{1.3178deg/s} = 273.1820s \quad (1.2)$$

### 1.3 (1.0 ponto)

Linearize numericamente a dinâmica da aeronave na condição de operação em voo reto nivelado (Exercício 1) e encontre as matrizes A e B do modelo linear na forma:

$$\Delta \dot{X} = A \Delta X + B \Delta U \quad (1.3)$$

onde  $\Delta X$  é a variação do vetor de estados da aeronave em relação ao vetor de estados do equilíbrio, sem incluir as variáveis de estado da dinâmica ignorável ( $\Delta X = [V, \alpha, q, \Theta, H, , a\phi, p, r,]^T$ ), e  $\Delta U$  é a variação do vetor de variáveis de controle em relação aos controles do voo equilibrado.

Encontre os autovalores da matriz Jacobiana e identifique os diferentes modos da dinâmica: período curto, período longo (fugoide), espiral, rolamento puto, Dutch roll.

As matrizes A e B do modelo linear são apresentadas na figura 4.

A =								
	V	alpha	q	theta	H	beta	phi	p
V	-0.0046425	0.081854	-2.3006e-12	-0.17116	8.4244e-05	6.2554e-21	0	0
alpha	-0.021219	-0.60766	0.98887	-6.6425e-12	0.00038504	0	0	0
q	-8.1401e-18	-2.7135	-0.56339	0	1.4771e-19	0	0	0
theta	0	0	1	0	0	0	-1.5824e-31	0
H	3.2398e-46	4.0169	0	-4.0169	0	1.7554e-19	0	0
beta	-5.3952e-22	-3.1056e-28	0	-5.8664e-23	2.7578e-24	-0.10609	0.042588	0.031016
phi	0	0	1.3775e-21	1.584e-31	0	0	-5.4281e-36	1
p	-9.7229e-19	0	0	0	1.7644e-20	-8.0867	0	-1.9289
r	-4.304e-20	0	0	0	7.8102e-22	2.031	0	-0.072236

B =				
	Tle	Tre	ih	delta_a   delta_r
V	1.7919e-05	1.7919e-05	0.01059	0 0
alpha	1.5224e-08	1.5224e-08	-0.088298	0 0
q	2.2715e-06	-2.2715e-06	-6.3111	0 0
theta	0	0	0	0 0
H	0	0	0	0 0
beta	-1.1681e-07	1.1681e-07	-6.0185e-31	-0.0010741 0.026171
phi	0	0	0	0 0
p	0.00034484	-0.00034484	0	-6.753 1.2499
r	1.5916e-05	-1.5916e-05	0	-0.29783 -1.4832

Figura 4 – Matrizes A e B do sistema linearizado na condição de operação em voo reto e nivelado.

Os autovalores da matriz Jacobiana são apresentados na tabela 3.

Modo	Polos	Amortecimento	Frequência [rad/s]	Constante de tempo [s]
Altitude	-6.76e-11	1.00e+00	6.76e-11	1.48e+10
Espiral	-1.79e-02	1.00e+00	1.79e-02	5.60e+01
Fugoide	-1.98e-03 + 4.32e-02i	4.57e-02	4.32e-02	5.06e+02
Fugoide	-1.98e-03 + 4.32e-02i	4.57e-02	4.32e-02	5.06e+02
Dutch roll	-1.84e-01 + 1.55e+00i	1.18e-01	1.56e+00	5.44e+00
Dutch roll	-1.84e-01 + 1.55e+00i	1.18e-01	1.56e+00	5.44e+00
Período curto	-5.86e-01 + 1.64e+00i	3.37e-01	1.74e+00	1.71e+00
Período curto	-5.86e-01 + 1.64e+00i	3.37e-01	1.74e+00	1.71e+00
Rolamento puro	-2.01e+00	1.00e+00	2.01e+00	4.99e-01

Tabela 3 – Polos correspondentes aos movimentos longitudinais e látero-direcionais na condição de operação de voo reto e nivelado.

Para a identificação dos modos foram montadas as aproximações para movimentos longitudinais e látero-direcionais. Com o anterior foi possível observar quais modos pertencem a cada tipo de movimento. Os modos identificados são apresentados na potage do lugar geométrico das razies da figura 5.

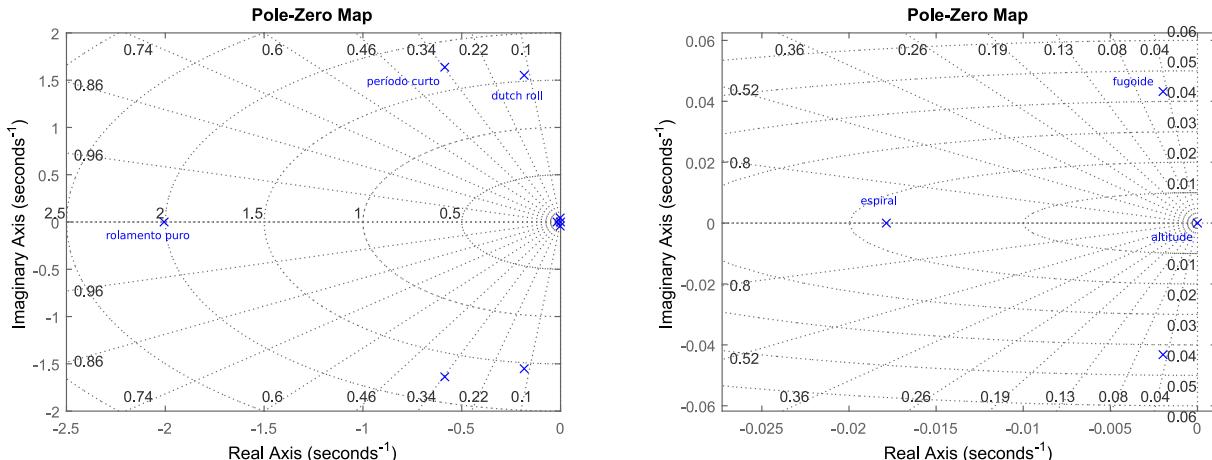


Figura 5 – Lugar geométrico das raízes e modos identificados na condição de voo reto e nivelado.

## 1.4 (1.0 ponto)

Se você implementasse a dinâmica da aeronave usando as variáveis  $(u, w, v)$  no lugar de  $(V, \alpha, \beta)$ , os autovalores da dinâmica linearizada em torno da condição de voo reto nivelado mudariam? Justifique.

Dado que as variáveis  $V, \alpha, \beta$  não são função única de uma das componentes de velocidade  $(u, w, v)$ , mas sim uma combinação delas, como representado pelas seguintes equações:

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (1.4)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u} \quad (1.5)$$

e

$$\beta = \sin^{-1} \frac{v}{V} \quad (1.6)$$

Espera-se que os autovalores da dinâmica linearizada em torno da condição de equilíbrio mudem, já que o peso de cada uma das componentes de velocidade ( $u, w, v$ ) nos autovalores estaria definido pelas relações apresentadas acima. No entanto, já que o emprego de  $(V, \alpha, \beta)$  considera-se uma boa aproximação para representar a dinâmica linearizada dada por  $(u, w, v)$  é esperado que o peso destas variáveis apresente um comportamento bem similar.

## 1.5 (1.0 ponto)

Considere a existência de vento uniforme com componentes de velocidade (-10,-10,-10) m/s no sistema terrestre fixo (inercial). Determine os parâmetros de equilíbrio da aeronave para voo reto nivelado na direção x do sistema terrestre e a favor desse eixo, a 38000 ft de altitude e em Mach 0.78.

Os parâmetros de equilíbrio da aeronave nas condições de vento especificadas são apresentados na figura 6.

----- TRIMMED FLIGHT PARAMETERS -----

x_CG	=	0.0000 m
y_CG	=	0.0000 m
z_CG	=	0.0000 m
gamma	=	0.0000 deg
chi	=	0.0000 deg
phi_dot	=	0.0000 deg/s
theta_dot	=	0.0000 deg/s
psi_dot	=	0.0000 deg/s
V	=	230.15 m/s
alpha	=	-0.7764 deg
q	=	-0.0000 deg/s
theta	=	-0.7743 deg
H	=	11582.4 m
beta	=	-0.0000 deg
phi	=	4.2173 deg
p	=	0.0000 deg/s
r	=	0.0000 deg/s
psi	=	-0.0571 deg
Tle	=	4713.47 N
Tre	=	4713.47 N
ih	=	-0.4314 deg
delta_e	=	0.0000 deg
delta_a	=	-2.3207 deg
delta_r	=	3.9598 deg
n_x_pilot	=	0.0135
n_y_pilot	=	0.0735
n_z_pilot	=	0.9972
n_x_CG	=	0.0135
n_y_CG	=	0.0735
n_z_CG	=	0.9972
Mach	=	0.7800
Dyn. p.	=	8792.78 Pascal

Figura 6 – Parâmetros de equilíbrio da aeronave nas condições de vento uniforme com componentes de velocidade (-10,-10,-10) m/s.

## 1.6 (1.0 ponto)

Considere a aeronave originalmente em atmosfera parada e em voo reto nivelado a 38000 ft e Mach 0.78. Ela será então exposta a uma rajada vertical ascendente com perfil de velocidade dado por  $w_w = -5(1 - \cos(2\pi(\frac{x-1000}{L})))$  no sistema terrestre fixo, válido para  $1000 \leq x \leq 1000 + L$ , e  $w_w = 0$  para outros valores de  $x$ . Simule a resposta da aeronave para  $L = 500$ ,  $L = 1000$  e  $L = 2000$ . Analise os resultados.

A simulação da aeronave nas condições de rajada vertical com formato  $1 - \cos$  para os diferentes valores de  $L$  é apresentada na figura 7.

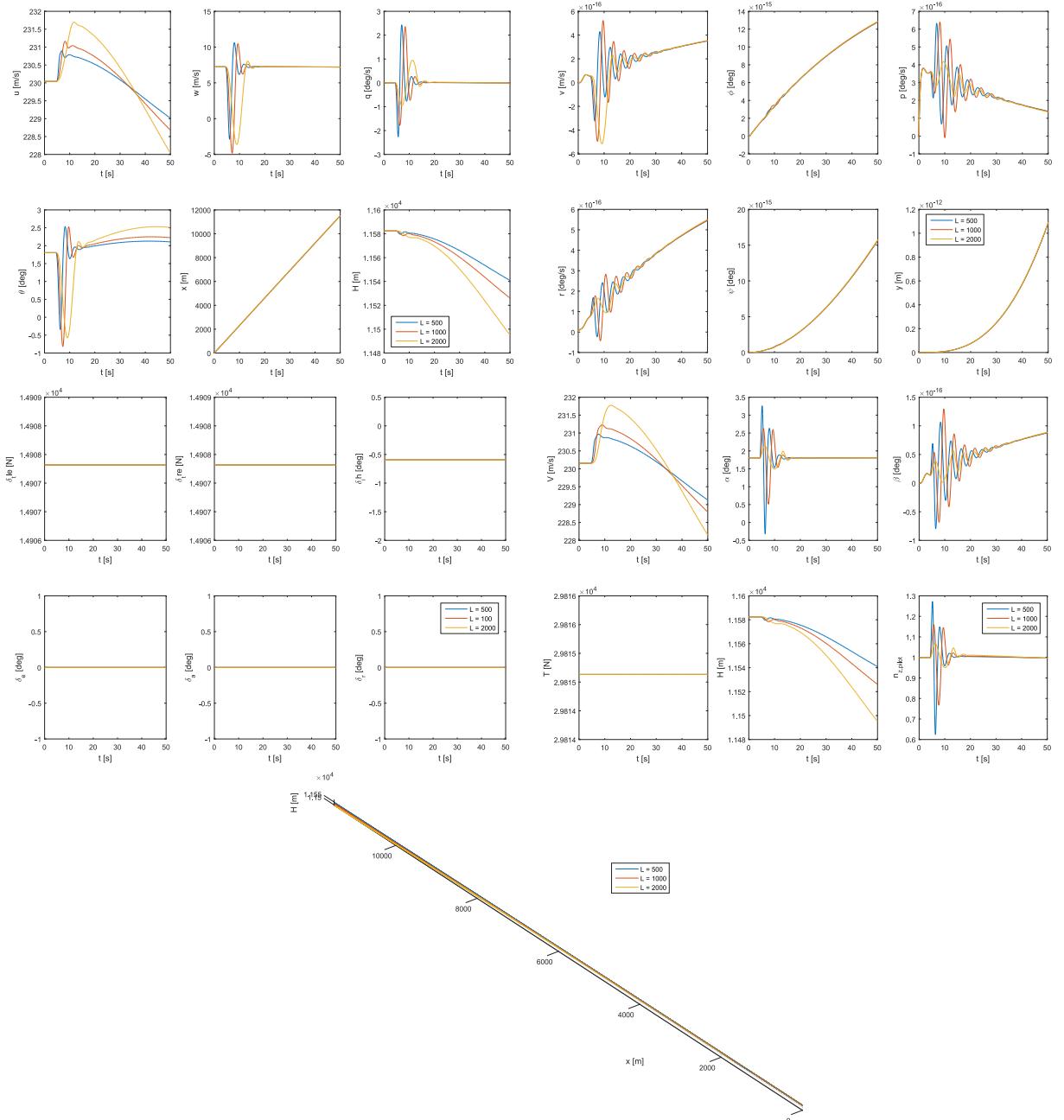


Figura 7 – Comportamento da aeronave exposta a uma rajada vertical ascendente com valores de  $L = 500$ ,  $L = 1000$  e  $L = 2000$ .

Dos resultados apresentados na figura anterior pode ser observado que a rajada

com  $L = 500$  representa uma rajada com menor intensidade ( $\delta w$  menor), porém, o fato da aeronave estar exposta a ela num intervalo de tempo menor faz como que o movimento longitudinal seja mais brusco, provocando uma oscilação maior no movimento correspondente ao período curto. O contrario pode ser observado no caso do  $L = 2000$ , no qual devido ao fato da rajada ser apresentada num intervalo de tempo maior, faz como que a excitação do movimento longitudinal correspondente ao período curto seja suavizado, apresentando-se assim um movimento mais amortecido. Observando o comportamento da velocidade, angulo de arfagem  $\theta$  e a altitude  $H$ , podemos concluir que para o caso do movimento longitudinal correspondente ao fugoide, a rajada com  $L = 500$  tem um menor impacto exitando este movimento quando comparada com  $L = 2000$  (rajada com uma exposição de tempo maior). Em conclusão, pode-se deduzir que quando a aeronave é exposta a rajadas "rápidas", embora estas tenham uma intensidade menor, estas terão um impacto maior em movimentos longitudinais rápidos como é o caso do período curto. Para o caso em que a aeronave é expostas a uma rajada com intervalo de tempo maior, a resposta da aeronave será mais suave, porém esta precisara de um tempo consideravelmente maior para voltar ao equilíbrio. Em outras palavras, rajadas com intervalo de tempo maior exitam maiormente um movimento fugoidal.

## 1.7 (1.0 ponto)

Justifique a utilidade das equações do movimento com origem arbitaria do sistema de coordenadas do corpo, deduzidas e empregadas neste curso. Você pode optar por tomar como base as referencias [1] e [2] em anexo.

A utilidade das equações de movimento com origem arbitaria aparece em sistemas que apresentam variações em determinadas características com por exemplo, variação temporal do centro de gravidade ou variação temporal dos momentos de inercia. Isto pode ser observado tomando com exemplo a análise do comportamento de uma aeronave durante a fase de voo de cruzeiro onde o consumo de combustível durante o voo faz como que o centro de gravidade seja deslocado e além disso exista uma mudança na inercia da aeronave devido ao decremento de combustível nas asas.

Empregando uma aproximação com equações de movimento com origem fixa, por exemplo, no centro de gravidade, faria como que, conforme a simulação avançasse no tempo e o centro de gravidade se deslocasse junto, fosse necessário fazer uma serie de transformações para deixar as forças aerodinâmicas, momentos, etc. num sistema que fosse consistente com o estabelecido (i.e. passar da referencia do sistema aerodinâmico para o sistema referenciado com origem no CG). Estas transformações podem representar um custo computacional alto, o que representa uma problemática já que em casos como simuladores de voo, existe a necessidade de fazer este computo tem que ser rápido para poder representar corretamente a física da mecânica de voo. A aproximação da formulação das equações de movimento com origem arbitaria fornece a possibilidade de que tanto

as forças e momentos aerodinâmicos, como as inercias da aeronave são referenciados a um sistema de coordenadas posicionado arbitrariamente no corpo, evitando-se assim a necessidade de aplicar as transformações que são necessárias na aproximação com sistema de coordenadas com origem fixa.

## 1.8 (1.0 ponto)

Para as configurações de massa 01 (CG frontal), 02 (CG intermediário) e 03 (CG traseiro), calcule o equilíbrio em voo reto nivelado a 38000 ft de altitude e em Mach 0.78. Mostre graficamente a evolução do ângulo de ataque, da incidência do estabilizador horizontal, do coeficiente de arrasto e da tração por motor na condição de equilíbrio em função da posição do CG. Analise os resultados. Considerando o consumo de combustível proporcional à tração do motor, é o CG frontal ou o CG traseiro o mais vantajoso em termos econômicos?

Na figura 8 são apresentadas as condições de equilíbrio obtidas para as três configurações de massa.

01 CG frontal		02 CG intermediário		03 CG traseiro	
----- TRIMMED FLIGHT PARAMETERS -----		----- TRIMMED FLIGHT PARAMETERS -----		----- TRIMMED FLIGHT PARAMETERS -----	
x_CG	= 0.2650 m	x_CG	= -0.1050 m	x_CG	= -0.5150 m
y_CG	= 0.0000 m	y_CG	= 0.0000 m	y_CG	= 0.0000 m
z_CG	= -0.0850 m	z_CG	= -0.0850 m	z_CG	= -0.0850 m
gamma	= 0.0000 deg	gamma	= 0.0000 deg	gamma	= 0.0000 deg
chi	= 0.0000 deg	chi	= 0.0000 deg	chi	= 0.0000 deg
phi_dot	= 0.0000 deg/s	phi_dot	= 0.0000 deg/s	phi_dot	= 0.0000 deg/s
theta_dot	= 0.0000 deg/s	theta_dot	= 0.0000 deg/s	theta_dot	= 0.0000 deg/s
psi_dot	= 0.0000 deg/s	psi_dot	= 0.0000 deg/s	psi_dot	= 0.0000 deg/s
V	= 230.15 m/s	V	= 230.15 m/s	V	= 230.15 m/s
alpha	= 1.6961 deg	alpha	= 1.6142 deg	alpha	= 1.5235 deg
q	= 0.0000 deg/s	q	= -0.0000 deg/s	q	= 0.0000 deg/s
theta	= 1.6961 deg	theta	= 1.6142 deg	theta	= 1.5235 deg
H	= 11582.4 m	H	= 11582.4 m	H	= 11582.4 m
beta	= -0.0000 deg	beta	= -0.0000 deg	beta	= -0.0000 deg
phi	= 0.0000 deg	phi	= -0.0000 deg	phi	= -0.0000 deg
p	= -0.0000 deg/s	p	= 0.0000 deg/s	p	= 0.0000 deg/s
r	= -0.0000 deg/s	r	= 0.0000 deg/s	r	= 0.0000 deg/s
psi	= 0.0000 deg	psi	= -0.0000 deg	psi	= -0.0000 deg
Tle	= 14744.87 N	Tle	= 14378.52 N	Tle	= 14027.98 N
Tre	= 14744.87 N	Tre	= 14378.52 N	Tre	= 14027.98 N
ih	= -0.9220 deg	ih	= -0.3590 deg	ih	= 0.2650 deg
delta_e	= 0.0000 deg	delta_e	= 0.0000 deg	delta_e	= 0.0000 deg
delta_a	= 0.0000 deg	delta_a	= 0.0000 deg	delta_a	= 0.0000 deg
delta_r	= -0.0000 deg	delta_r	= -0.0000 deg	delta_r	= 0.0000 deg
n_x_pilot	= -0.0296	n_x_pilot	= -0.0282	n_x_pilot	= -0.0266
n_y_pilot	= 0.0000	n_y_pilot	= 0.0000	n_y_pilot	= 0.0000
n_z_pilot	= 0.9996	n_z_pilot	= 0.9996	n_z_pilot	= 0.9996
n_x_CG	= -0.0296	n_x_CG	= -0.0282	n_x_CG	= -0.0266
n_y_CG	= 0.0000	n_y_CG	= 0.0000	n_y_CG	= 0.0000
n_z_CG	= 0.9996	n_z_CG	= 0.9996	n_z_CG	= 0.9996
Mach	= 0.7800	Mach	= 0.7800	Mach	= 0.7800
Dyn. p.	= 8792.78 kg/ms^2	Dyn. p.	= 8792.78 kg/ms^2	Dyn. p.	= 8792.78 kg/ms^2

Figura 8 – Equilíbrio apresentado pela aeronave para as três configurações de massa 01 (CG frontal), 02 (CG intermediário) e 03 (CG traseiro).

A simulação temporal das variáveis requeridas é apresentado na figura 9.

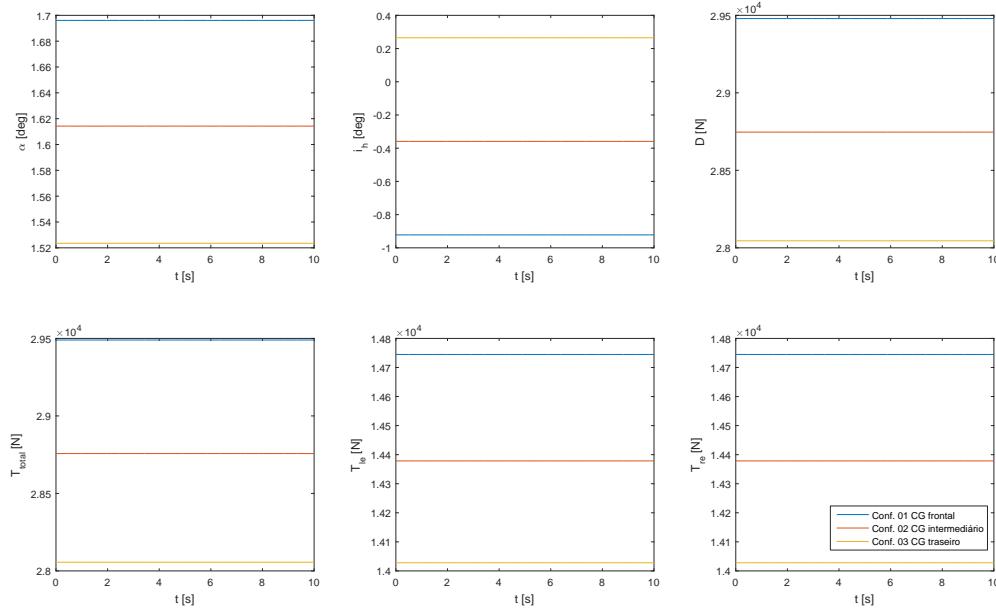


Figura 9 – Comportamento da simulação temporal das variáveis requeridas.

Das figuras anteriores podemos observar que a colocação do CG na sua posição mais frontal faz como que exista um aumento na margem estática da aeronave. Em consequência, a aeronave requer de maiores deflexões de profundor para manter a mesma condição de equilíbrio (quando comparado com as outras configurações de CG). Considerando que a força de sustentação total é dado pela somatória de forças de todas as superfícies sustentadoras, para manter o equilíbrio será necessário um compensar a perda de sustentação causada pela deflexão do elevador mediante um incremento no ângulo de ataque, que em consequência, fará como que a força de arraste seja aumentada. Já que na condição de equilíbrio a força de arraste deve ser igual a força de tração, o incremento de força de arraste na configuração de CG frontal fará como que seja necessário aumentar a força de tração para equilibrar as forças. Considerando os resultados obtidos e a lógica exposta anteriormente, pode ser concluído que o decreto na margem estática dado fornecido pela configuração de CG mais traseira fará como que se presente uma configuração de equilíbrio com menos arrasto, traduzindo-se em menor gasto de combustível. Em outras palavras, a configuração de CG traseiro apresenta-se mais vantajosa em termos econômicos.

## 1.9 (1.0 ponto)

Mostre graficamente a evolução da frequência natural e da razão de amortecimento do modo de período curto com a posição do CG para as condições de massa 01, 02 e 03. Mostre também, num mesmo gráfico, o lugar geométrico das raízes para as três configurações.

A evolução da frequência natural e da razão de amortecimento do modo de período

curto para as três condições de massa é apresentado na figura 10.

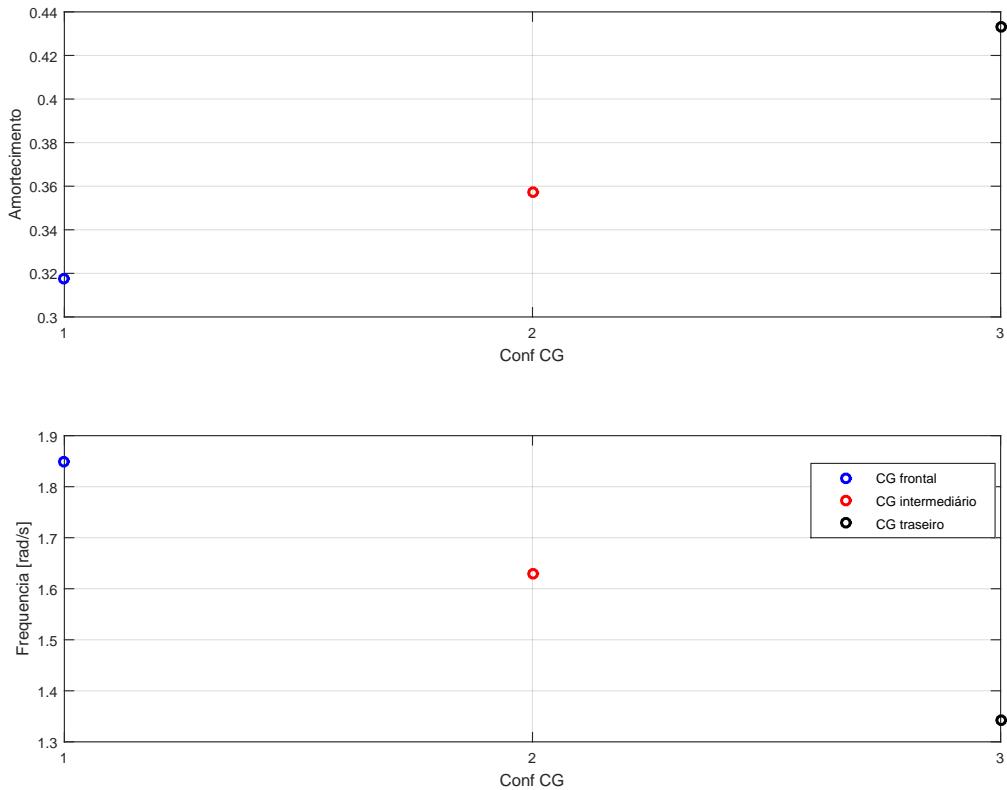


Figura 10 – Evolução da frequência natural e razão de amortecimento

Por outra parte o lugar geométrico das raízes para as diferentes configurações de CG é apresentado na figura 11.

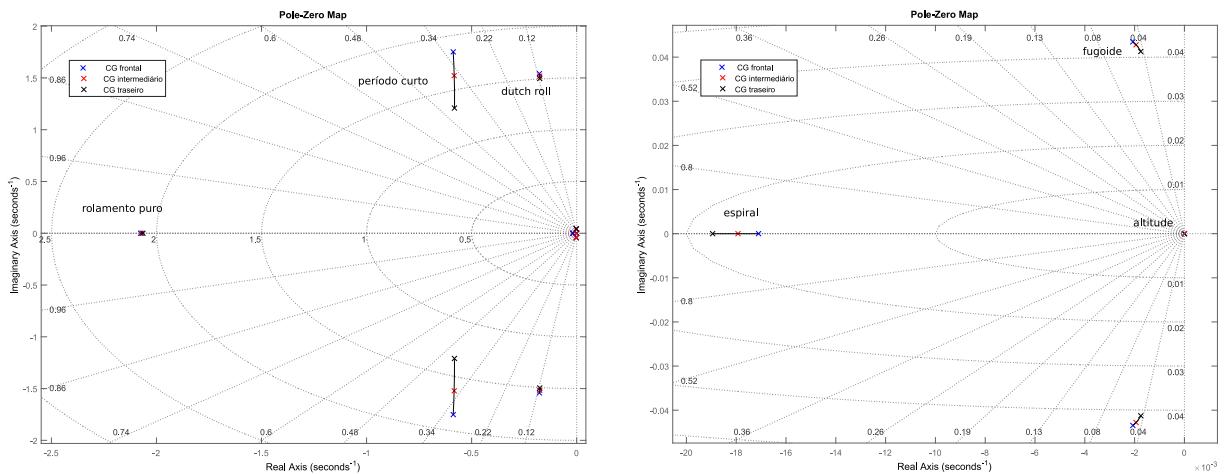


Figura 11 – Lugar geométrico das raízes considerando as 3 configurações de CG.

## 1.10 (1.0 ponto)

Obtenha e compare a resposta da aeronave nas configurações de massa 01, 02 e 03 a uma perturbação inicial de um grau no ângulo de ataque. Realize a simulação em um tempo adequado para a observação da resposta. Quais modos predominam?

A resposta da aeronave a uma perturbação inicial de angulo de ataque mostrou (como esperado) uma predominância nos modos longitudinais. O comportamento dos estados é apresentada na figura 12 para um tempo de 20 segundos de simulação e na figura 13 para um tempo de 2500 segundos com a finalidade de observar melhor a resposta de cada um dos modos.

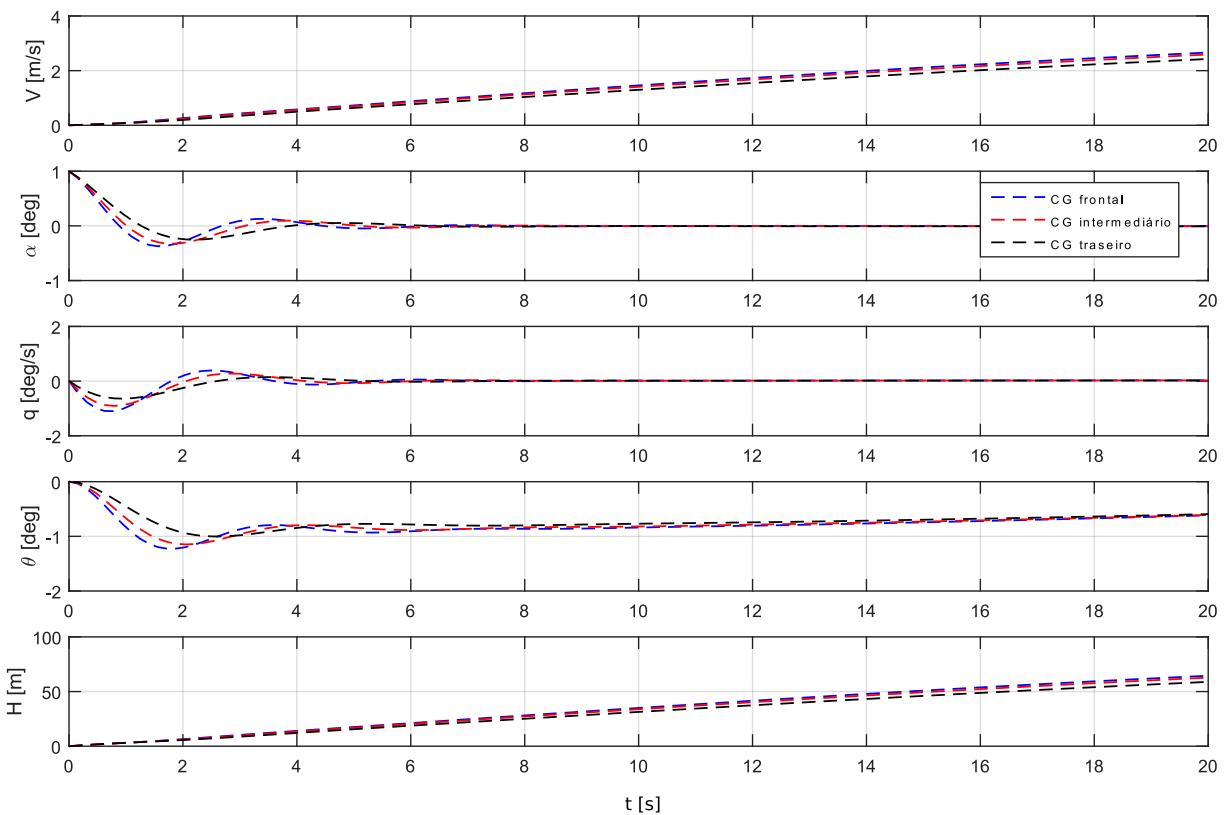


Figura 12 – Comportamento dos estados do movimento da aeronave correspondentes a uma perturbação inicial de um grau de ângulo de ataque (simulação de 20 segundos).

Na figura anterior, pode ser observado o comportamento do movimento longitudinal correspondente ao período curto para as três configurações de CG. Em concordância com o exercício 9, observa-se que CG frontal apresenta um movimento menos amortecido e com um a frequência natural maior quando comparado com as outras configurações.

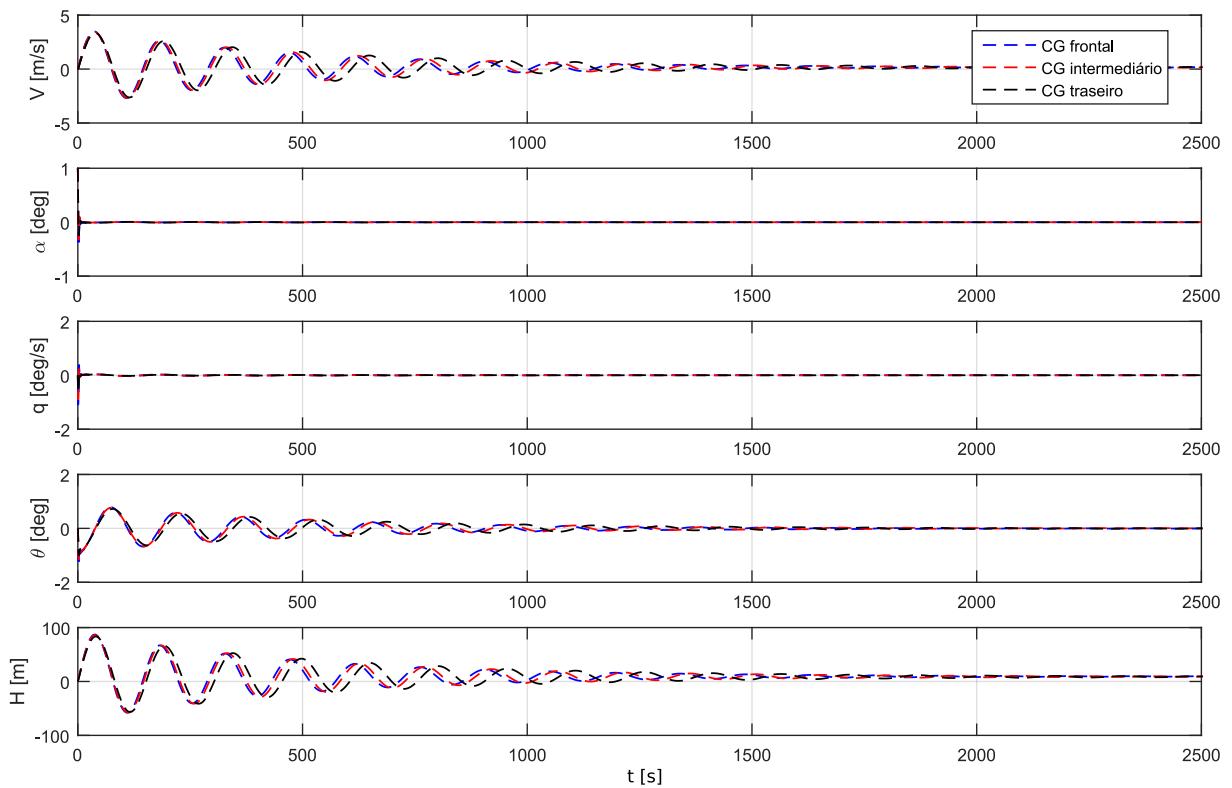


Figura 13 – Comportamento dos estados do movimento da aeronave correspondentes a uma perturbação inicial de um grau de ângulo de ataque (simulação de 2500 segundos).

No figura 13 é apresentado o movimento longitudinal correspondente ao fogoide. Neste caso pode ser observado que tanto as características de frequência quanto de amortecimento são maiores para o caso do CG frontal e eles são diminuídas para as configurações de CG mais traseiro.

### 1.11 (1.0 ponto)

Obtenha e compare a resposta da aeronave nas configurações de massa 01, 02 e 03 a um mesmo comando doublet no profundor. Considere o doublet iniciando a picar em  $t = 1$  s; com transições cubicas com duração de 0.1 s, 0.2 s e 0.1 s, respectivamente; amplitude pico-a-pico de 10 graus; e tempo de permanência em cada deflexão (máxima e mínima) de 2 s.

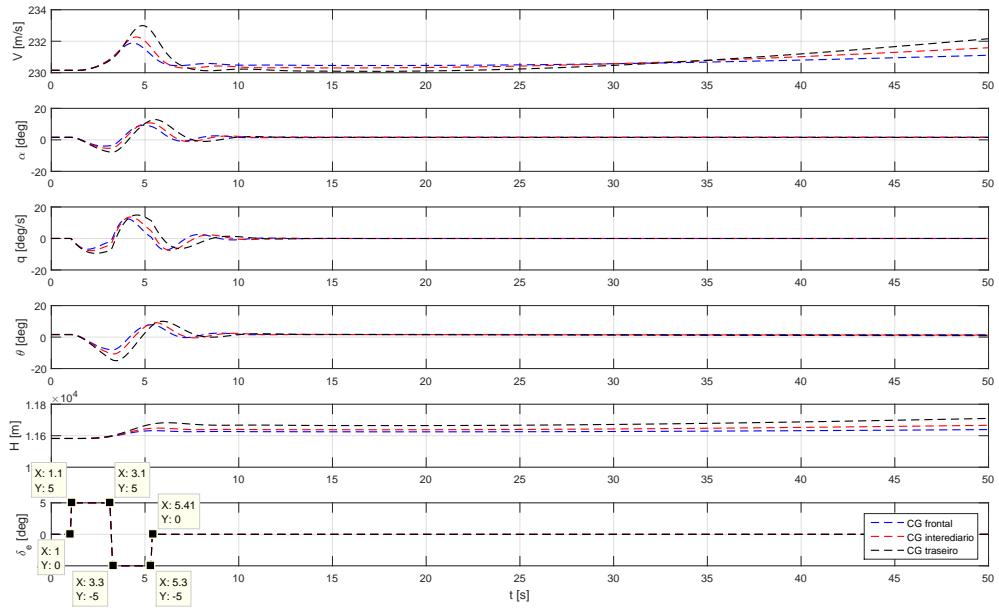


Figura 14 – Comportamento da resposta da aeronave a uma entrada doublet no profundo (simulação de 50 segundos).

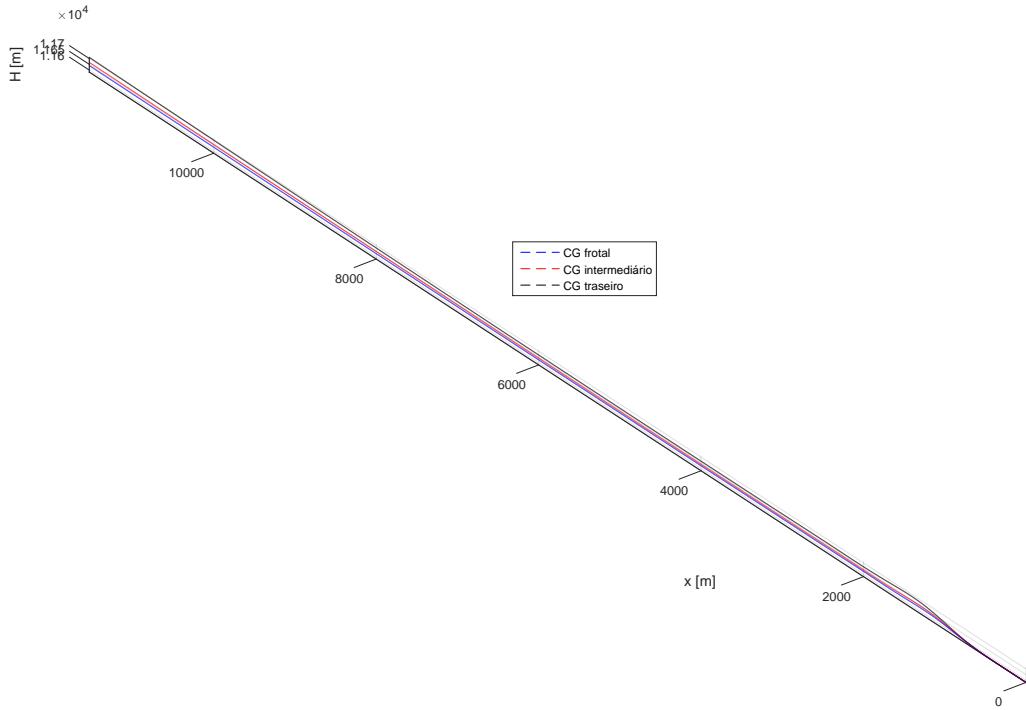


Figura 15 – Comportamento dos estados do movimento da aeronave correspondentes a uma perturbação inicial de um grau de ângulo de ataque (simulação de 2500 segundos).

Nos gráficos anteriores é apresentada a resposta da aeronave a entrada doublet especificada. Nesta simulação é observável que esta entrada tem um impacto maior em

termos de amplitude para o caso da configuração de CG traseiro o qual apresenta uma resposta com frequência menor e menos amortecida.

Os estados relacionados com o movimento correspondente ao período curto  $\alpha$  e  $q$  voltam ao equilíbrio rapidamente (aproximadamente de pois de 15 segundos), contrario ao que acontece com as variáveis relacionadas ao fogoide.

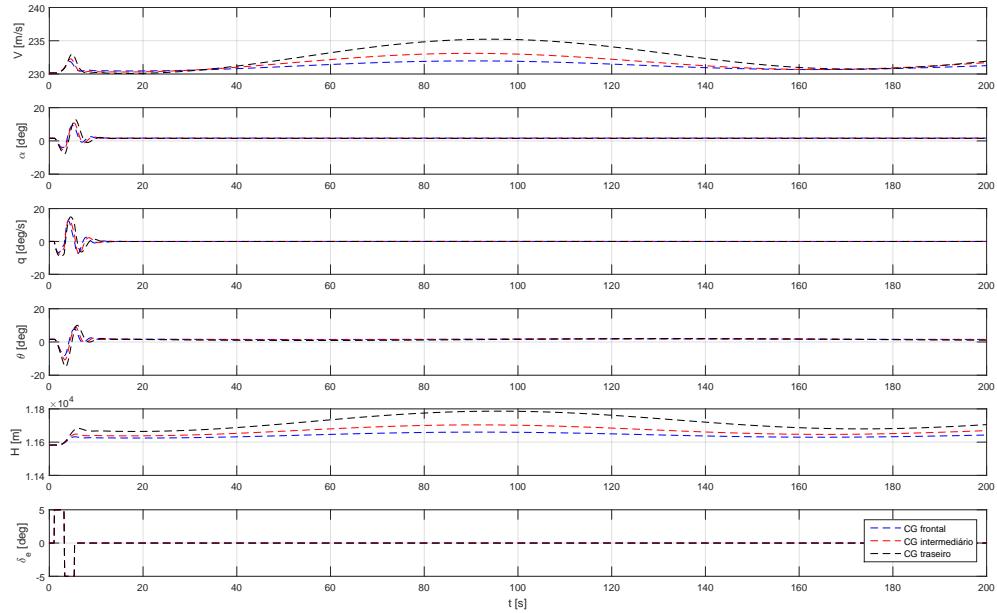


Figura 16 – Comportamento dos estados do movimento da aeronave correspondentes a uma perturbação inicial de um grau de ângulo de ataque (simulação de 20 segundos).

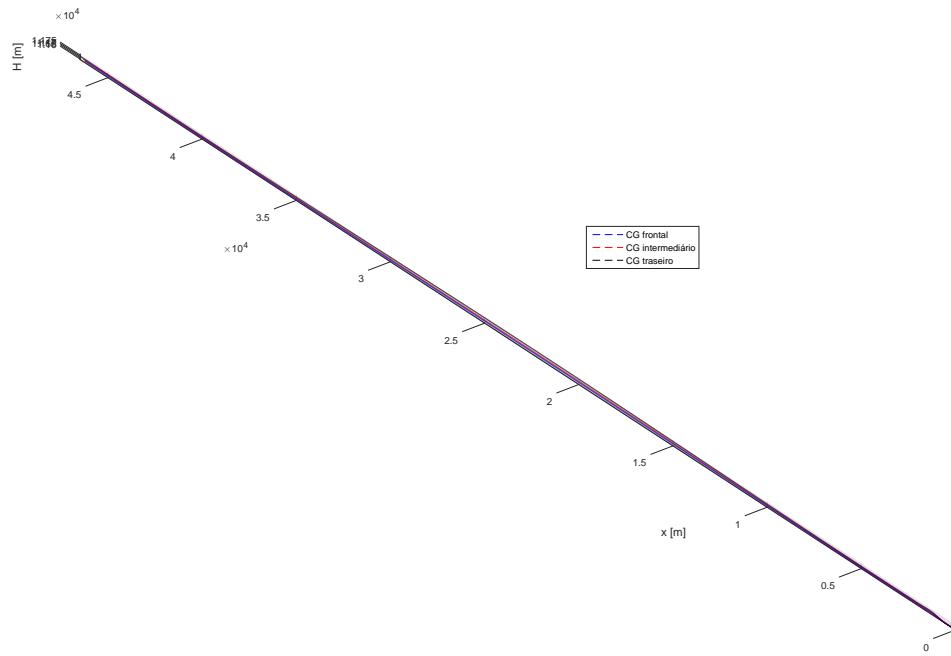


Figura 17 – Comportamento dos estados do movimento da aeronave correspondentes a uma perturbação inicial de um grau de ângulo de ataque (simulação de 2500 segundos).

Nos gráficos apresentados com uma simulação temporal maior é possível observar que após 200 segundos de simulação a aeronave continua num movimento oscilatório correspondente ao comportamento do movimento de fugoide. Nesta figura pode ser confirmado de forma mais clara as características em termos de frequência e amortecimento estipuladas para as diferentes configurações de CG, onde observamos que a configuração de CG traseiro é a que apresenta uma amplitude de oscilação maior, com uma frequência muito próxima entre todas as configurações.