

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS
ESCOLA DE ENGENHARIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL
EMA250 - MECÂNICA DO VOO**

João Gabriel Cerqueira Gomes

**TRABALHO PRÁTICO: Análise do Comportamento de Voo
da Aeronave EMBRAER EMB 110 - Bandeirante**

Belo Horizonte
2025

SUMÁRIO

1	Introdução	1
2	Coleta de Dados da Aeronave	1
2.1	Caracterização geométrica	1
2.2	Massas da aeronave	3
2.3	Tensor de inércias	4
2.4	Posição do centro de gravidade	4
3	Modelagem Aerodinâmica	5
3.1	Aerodinâmica linear em regime estacionário	5
3.1.1	Fatores de correção do modelo aerodinâmico	5
4	Condições de Vôo Típicas	7
4.1	Vôo de cruzeiro	7
4.2	Planejamento de Missão	7
5	Trimagem da Aeronave	8
5.1	Trimagem analítica	8
5.2	Trimagem numérica	8
5.3	Discussão dos resultados	9
5.4	Trimagem em diferentes condições de Vôo	9
6	Análise Dinâmica – Resposta a Perturbações	9
6.1	Considerações sobre arrasto e modelo propulsivo:	10
6.2	Perturbações nas superfícies de comando:	10
6.3	Pulso no aileron	11
6.4	Doublet no aileron	12
6.5	Pulso no profundor	13
6.6	Doublet no profundor	14
6.7	Pulso no leme	15
6.8	Doublet no leme	16
7	Avaliação da Influência de CG e Massa	16
7.1	Variações do CG e Massa	16
7.2	Pulso no aileron	17
7.3	Doublet no aileron	18
7.4	Pulso no profundor	19
7.5	Doublet no profundor	20
7.6	Pulso no leme	21
7.7	Doublet no leme	22
8	Conclusão	22

1 INTRODUÇÃO

Desenvolvido no final dos anos 1960, o EMB 110 Bandeirante é um avião bimotor turbopropéllice produzido pela empresa brasileira EMBRAER com o objetivo de ser um avião de propósito geral, tanto para uso civil quanto militar. Um dos principais objetivos do projeto era desenvolver uma nova aeronave com boa eficiência de custo operacional e que fosse capaz de operar em regiões de infraestrutura limitada, de maneira a fortalecer a aviação regional no Brasil.



Figura 1: Bandeirante em vôo - Divulgação – FAB

O objetivo do trabalho é realizar a modelagem aerodinâmica do Bandeirante, considerando um modelo de aerodinâmica linear e em regime estacionário, e analisar a estabilidade estática e dinâmica da aeronave em condições típicas de voo utilizando um modelo de seis graus de liberdade aplicado à métodos computacionais como o *Vortex Lattice Method* e algoritmos de integração numérica.

2 COLETA DE DADOS DA AERONAVE

2.1 Caracterização geométrica

Com o objetivo de modelar o comportamento aerodinâmico da aeronave no software AVL, foram obtidos os parâmetros geométricos do avião, por meio do desenho de três vistas da aeronave presente no manual de manutenção [1]:

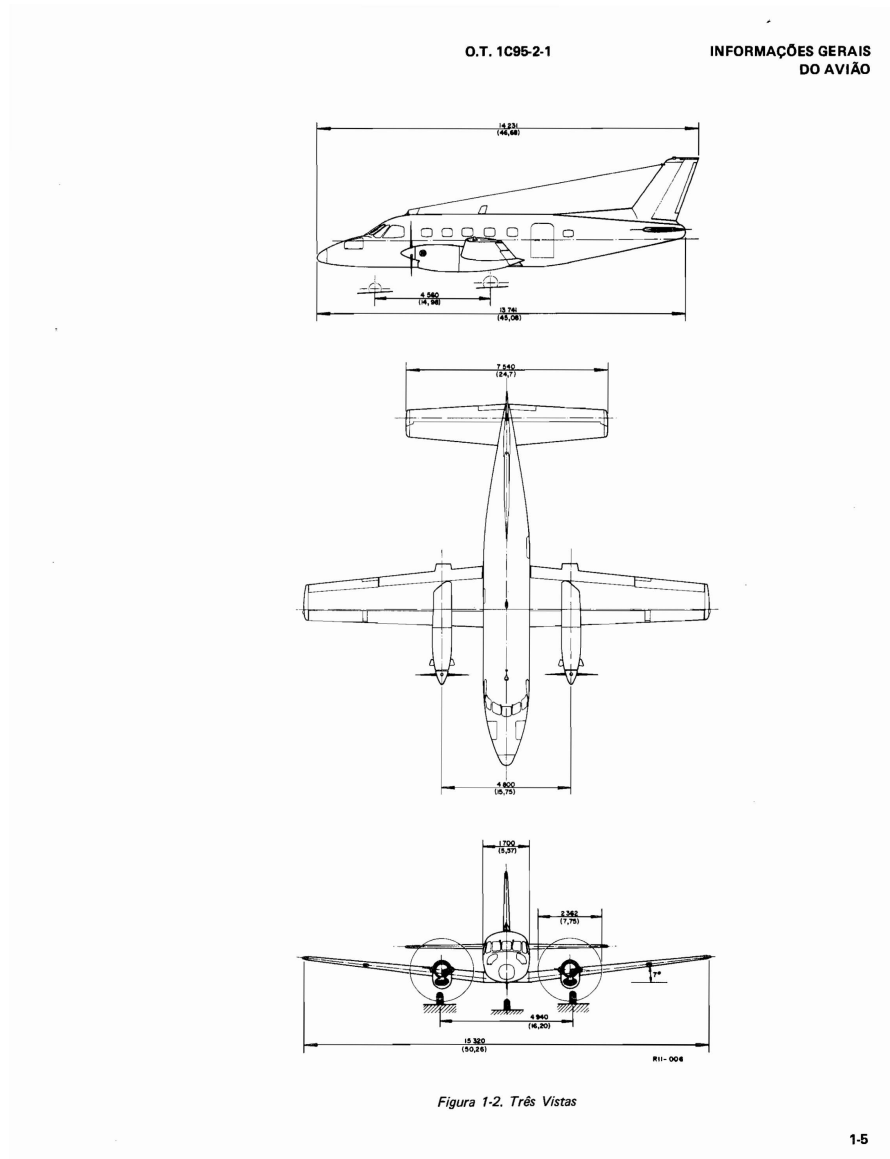


Figura 2: Desenho de três vistas do Bandeirante

De posse do desenho, foi utilizado a ferramenta de escala do *AutoCAD* para normalizar as medidas, tendo em base a cota da envergadura presente no desenho. Em seguida foi desenhada uma asa em planta e empenagens simplificadas, tendo como base o desenho técnico. Apresentada na figura abaixo:

No manual de manutenção também estão presentes as seguintes dimensões da aeronave:

Dimensão	Valor
Envergadura (b) [m]	15,3
Comprimento da fuselagem (l_f) [m]	13,7

Tabela 1: Dimensões globais da aeronave

Dimensão	Valor
Área da Asa (S) [m ²]	29,0
Corda média aerodinâmica (CMA) [m]	1,94
Enflechamento a 25% da corda ($\Lambda_{c/4}$) [°]	19' 48"
Diedro a 28% da corda ($\Gamma_{28\%c}$) [°]	7
Alongamento (AR)	8,09
Incidência [°]	3

Tabela 2: Dimensões da asa da aeronave

A conversão de Enflechamento a 25% da corda ($\Lambda_{c/4}$) para enflechamento do bordo de ataque (Λ_{LE}) foi feita utilizando a seguinte relação¹:

$$\tan \Lambda_{LE} = \tan \Lambda_{c/4} + \left[\frac{(1 + \lambda)}{AR \cdot (1 - \lambda)} \right] \quad (1)$$

$$\Lambda_{LE} \approx 2,41^\circ$$

Tendo em vista simplificar a geometria, foi desprezada a torção geométrica da asa, de modo que a incidência da raiz e da ponta foram tomadas como iguais. Por consequência, o diedro é constante ao longo de toda a corda, em todas as seções.

Para determinação do perfil aerodinâmico utilizado na asa do avião considerou-se a referência [3]. Para as empenagens assumiu-se como simplificação um perfil simétrico da série NACA de 4 dígitos, e optou-se por um perfil com 12% de espessura máxima após inspeção visual do desenho técnico no *AutoCAD*. Os dados obtidos são apresentados na tabela abaixo:

Seção	Perfil Aerodinâmico
Raiz da Asa	NACA 23016
Ponta da Asa	NACA 23012
Empenagem Horizontal	NACA 0012
Empenagem Vertical	NACA 0012

Tabela 3: Perfis Aerodinâmicos da Aeronave

2.2 Massas da aeronave

No manual de voo [4] Type Certificate Data Sheet (TCDS)[5] estão disponíveis as seguintes informações de massa do avião:

¹Relação descrita na seção 4.3 *Wing Geometry* por Raymer [2]

Massa	Valor
Vazio equipado [kg]	3380
Carga útil [kg]	1170
Peso máximo de decolagem [kg]	5670

Tabela 4: Dimensões da Asa da Aeronave

2.3 Tensor de inércias

Partindo da hipótese de que os produtos de inércia são desprezíveis, foi utilizado como estimativa dos momentos de inércia do avião as seguintes correlações empíricas, apresentadas durante as aulas:

$$I_{xx} = \frac{b^2 W \overline{R_x}^2}{4g} \quad (2)$$

$$I_{yy} = \frac{l_f^2 W \overline{R_y}^2}{4g} \quad (3)$$

$$I_{zz} = \left(\frac{b + l_f}{2} \right)^2 \cdot \frac{W \overline{R_y}^2}{4g} \quad (4)$$

Os valores indicados para os raios de giração são apresentados na tabela abaixo:

Tipo de Aeronave	$\overline{R_x}$	$\overline{R_y}$	$\overline{R_z}$
Monomotor (hélice)	0,25	0,38	0,39
Monomotor (hélice)	0,34	0,29	0,44

Tabela 5: Raios de giração indicados em função do tipo de aeronave

2.4 Posição do centro de gravidade

No manual de voo [4] é apresentado um envelope para passeio do C.G.. Os valores são função da massa da aeronave e dados em porcentagem da corda média aerodinâmica:

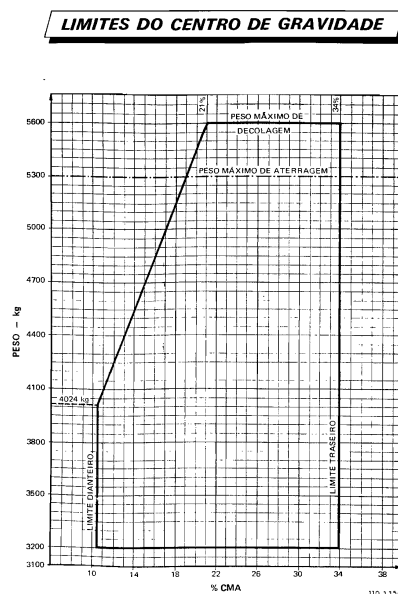


Figura 3: Limites do Centro de Gravidade especificados pelo fabricante

3 MODELAGEM AERODINÂMICA

3.1 Aerodinâmica linear em regime estacionário

Conforme descrito na seção 6.4 *The Linear Assumption* por Durham [6], o modelo aerodinâmico utilizado neste trabalho é um modelo baseado na hipótese de que os coeficientes aerodinâmicos possuem uma relação linear com as variáveis de estado da aeronave, que efeitos relacionados à parte transiente do escoamento são desprezíveis e que o escoamento é incompressível ($M \approx 0$).

Utilizando as informações coletadas sobre a aeronave, foi elaborado um modelo do Bandeirante no AVL com as seguintes simplificações:

1. Efeitos aerodinâmicos da fuselagem foram desprezados.
2. Flaps foram desconsiderados na análise.
3. Todas as superfícies sustentadoras (asa e empenagens) foram simplificadas para geometrias puramente trapezoidais.

Os parâmetros de discretização escolhidos para todas as superfícies são apresentados a seguir:

Parâmetro	Valor
Número de vórtices ferradura ao longo da corda	24
Parâmetro de espaçamento dos vórtices ao longo da corda	1
Número de vórtices ferradura ao longo da envergadura	40
Parâmetro de espaçamento dos vórtices ao longo da envergadura	-1,5

Tabela 6: Parâmetros de discretização utilizados no AVL

O número de vórtices ferradura foi dobrado em relação aos exemplos disponíveis em [7] com o objetivo de aumentar a resolução do domínio. Os parâmetros de espaçamento definem espaçamento uniforme ao longo da corda e distribuição cossenoidal ao longo da envergadura.

3.1.1 Fatores de correção do modelo aerodinâmico

Como o AVL é um *software* baseado em métodos 3D da teoria da linha sustentadora (*Vortex Lattice Method*), cada seção da asa é tratada como uma placa plana sem espessura, e o escoamento é tratado como invíscido. Logo tanto efeitos viscosos quanto efeitos relacionados à geometria do aerofólio não são considerados. Tendo em vista incluir estes efeitos na caracterização aerodinâmica da aeronave serão fornecidos dois fatores de correção:

1. Fator $C_{L_{af}}$: Representa a razão entre a derivada C_{L_α} do perfil aerodinâmico e a derivada C_{L_α} prevista na teoria do aerofólio fino para a placa plana.
2. Fator CDCL: Representa pontos específicos da polar de arrasto do aerofólio e são utilizados pelo AVL para gerar um modelo quadrático de arrasto induzido.²

Para obtenção dos fatores, cada aerofólio presente no modelo da aeronave foi simulado no *software XFLR5* [8] utilizando número de Reynolds considerando velocidade de cruzeiro e a corda local da seção de cada aerofólio. Em seguida as polares foram analisadas por meio de um código em *Python* para obtenção dos fatores de correção. Os resultados obtidos são apresentados abaixo:

Aerofólio	$C_{L_{af}}$
NACA 23016 - Raiz da Asa	1,0699
NACA 23016/2012 - Início do Aileron (interpolado)	0,9905
NACA 23016/2012 - Final do Aileron (interpolado)	0,9916
NACA 23012 - Ponta da Asa	1,0698
NACA 0012 - Ponta do Profundor	0,9956
NACA 0012 - Raiz do Profundor	1,0047
NACA 0012 - Ponta do Leme	0,9987
NACA 0012 - Raiz do Leme	1,0156

Tabela 7: Fatores de correção da derivada $C_{L_{\alpha}}$ por aerofólio.

Aerofólio	P1	P2	P3	P4	P5	P6
NACA 23016 – Raiz da Asa	-0,4659	0,00360	-0,0309	0,00335	1,8810	0,00714
NACA 23016/2012 – Início do Aileron (interpolado)	-0,4444	0,00800	-0,0199	0,00745	1,7292	0,01579
NACA 23016/2012 – Final do Aileron (interpolado)	-0,4418	0,00822	0,0376	0,00753	1,7203	0,01577
NACA 23012 – Ponta da Asa	-0,4384	0,00805	-0,0275	0,00745	1,7275	0,01541
NACA 0012 – Raiz do Profundor	-0,5746	0,00772	-0,0807	0,00728	1,6180	0,01443
NACA 0012 – Ponta do Profundor	-0,5720	0,00835	-0,0230	0,00784	1,5988	0,01590
NACA 0012 – Raiz do Leme	-0,5756	0,00747	-0,0809	0,00702	1,5078	0,01322
NACA 0012 – Ponta do Leme	-0,5728	0,00815	-0,0460	0,00766	1,6059	0,01536

Tabela 8: Pontos da polar de arrasto por aerofólio.

O modelo da aeronave no AVL é apresentado abaixo:

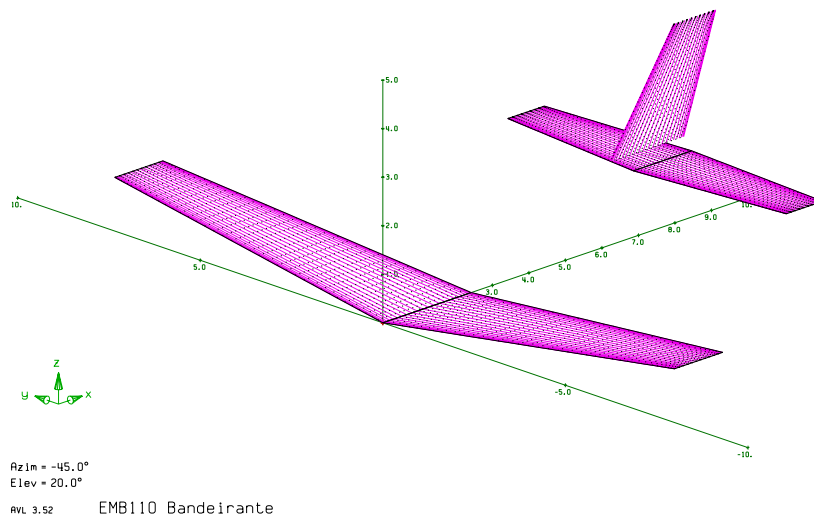


Figura 4: Modelo da Aeronave no Athena Vortex Lattice

²Mais informações sobre a escolha dos pontos da polar de arrasto estão disponíveis em [7].

4 CONDIÇÕES DE VÔO TÍPICAS

4.1 Vôo de cruzeiro

As condições de operação em vôo de cruzeiro são apresentadas por meio de ábacos no Apêndice A do manual de vôo [4]. Em uma visão geral, as condições dependem de fatores ambientais e do objetivo da missão.

O manual de manutenção [1] fornece os seguintes valores a título de informação:

Parâmetro	Valor
Velocidade de cruzeiro máximo [km/h]	438
Alcance [km]	2070
Teto de serviço [m]	8620

Tabela 9: Condições típicas de operação da aeronave.

4.2 Planejamento de Missão

Para a definição dos parâmetros de massa e inércia do avião foi considerado o caso de exemplo apresentado no Apêndice 9 do manual de voo [4] para diferentes massas e posições do centro de gravidade. Os parâmetros são apresentados abaixo:

Parâmetro	Valor
Velocidade de cruzeiro (TAS) [kn]	230
Velocidade de cruzeiro (TAS) [m/s]	118,32
Altitude de cruzeiro [ft]	10.000
Altitude de cruzeiro [m]	3048
Distância em vôo de cruzeiro [MN]	205
Distância em vôo de cruzeiro [km]	400
Combustível total [kg]	674
Massa máxima de decolagem [kg]	5000

Tabela 10: Parâmetros de missão fornecidos pelo manual de vôo

Missão	Carga útil [kg]	Massa total [kg]
1	0	4054
2	556	4600
3	946	5000

Tabela 11: Parâmetros para cada tipo de missão

Os momentos de inércia para cada tipo de missão são apresentados abaixo:

$$I_1 = \begin{bmatrix} 27530 & 0 & 0 \\ 0 & 16090 & 0 \\ 0 & 0 & 41460 \end{bmatrix} \quad I_2 = \begin{bmatrix} 31242 & 0 & 0 \\ 0 & 18261 & 0 \\ 0 & 0 & 47040 \end{bmatrix} \quad I_3 = \begin{bmatrix} 33959 & 0 & 0 \\ 0 & 19849 & 0 \\ 0 & 0 & 51130 \end{bmatrix}$$

Assumiu-se também modelo de atmosfera padrão, considerando a gravidade local de Belo Horizonte, que vale aproximadamente $|\vec{g}| = 9,7838163 \pm 4 \cdot 10^{-7} m/s^2$ [9].

5 TRIMAGEM DA AERONAVE

Para garantir que a aeronave esteja em voo reto e nivelado é necessário realizar análise de trimagem, ou seja, determinar qual ângulo de ataque e deflexão do profundor mantém a aeronave em equilíbrio longitudinal. A condição de referência para a trimagem será a condição exposta na seção 4.2 deste relatório, considerando a **Missão 3**, com CG posicionado em 25% da corda média aerodinâmica. Serão propostos dois métodos de trimagem:

- Trimagem analítica: Baseada nas equações de movimento
- Trimagem numérica: Obtida pelo AVL

5.1 Trimagem analítica

Para análise analítica da condição de trimagem, serão utilizadas as seguintes expressões advindas do equilíbrio longitudinal da aeronave:

$$\Delta\alpha = \frac{C_{m_{\delta_e}}(C_W - C_{L_{ref}}) + C_{L_{\delta_e}}C_{m_{ref}}}{C_{L_\alpha}C_{m_{\delta_e}} - C_{L_{\delta_e}}C_{m_\alpha}} \quad (5)$$

$$\Delta\delta_e = \frac{-C_{m_\alpha}(C_W - C_{L_{ref}}) - C_{L_\alpha}C_{m_{ref}}}{C_{L_\alpha}C_{m_{\delta_e}} - C_{L_{\delta_e}}C_{m_\alpha}} \quad (6)$$

Onde C_W é definido como:

$$C_W = \frac{2W}{\rho V_\infty^2 S} \quad (7)$$

As derivadas foram obtidas considerando uma condição de voo em que as superfícies de comando não estão defletidas e o ângulo de ataque é nulo:

$$\alpha = \delta_a = \delta_e = \delta_r = 0$$

Os resultados obtidos do AVL são apresentados na tabela abaixo:

C_{L_α}	$C_{L_{\delta_e}}$	$C_{L_{ref}}$	C_{m_α}	$C_{m_{\delta_e}}$	$C_{m_{ref}}$
5,762171	0,021138	0,30495	3,135038	-0,071103	0,13390

Tabela 12: Parâmetros obtidos da simulação no AVL

Os valores obtidos por meio do método analítico foram os seguintes:

$$\alpha = -0,95604^\circ \quad \delta_e = 2,61889^\circ$$

5.2 Trimagem numérica

Para trimagem numérica utilizando o AVL foi utilizado o comando para que as superfícies de comando equilibrem os momentos, de modo que as restrições fossem as seguintes:

```

aileron    -> Cl roll mom = 0.00000
elevator   -> Cm pitchmom = 0.00000
rudder     -> Cn yaw mom = 0.00000

```

Os resultados obtidos foram os seguintes:

$$\alpha = -0,95293^\circ \quad \delta_e = 2,61327^\circ \quad (8)$$

5.3 Discussão dos resultados

Comparando os resultados dos dois métodos, verifica-se concordância extremamente alta do AVL com o método analítico, com diferença relativa menor que 0,35%, diferença extremamente pequena considerando a existência de erros de truncamento e na modelagem de utilizada por cada abordagem. Os resultados são apresentados na tabela abaixo:

Ângulo	Método Analítico [°]	AVL [°]	Erro Absoluto[°]	Erro Relativo [%]
α	-0,9560	-0,9529	0,0031	0,32
δ_e	2,6189	2,6133	0,0056	0,21

Tabela 13: Comparação dos métodos de trimagem

Portanto, foi possível validar o AVL e verificar sua precisão em comparação com o método analítico.

5.4 Trimagem em diferentes condições de Vôo

Com o objetivo de visualizar o efeito de diferentes condições de Vôo nas variáveis relacionadas ao equilíbrio longitudinal da aeronave, foi realizada a trimagem em diferentes condições de velocidade (V_∞) e C_L de trimagem.

A velocidade foi variada da velocidade de estol até a velocidade de cruzeiro máxima, enquanto o coeficiente de sustentação foi variado de acordo com a mesma faixa de velocidades.

Os resultados estão nos gráficos abaixo:

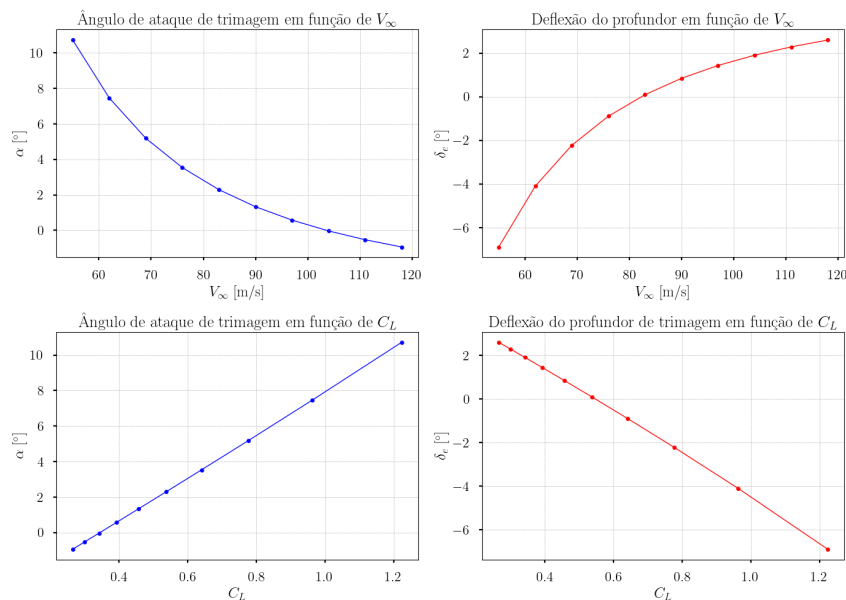


Figura 5: Variáveis de trimagem em função de V_∞ e C_L

6 ANÁLISE DINÂMICA – RESPOSTA A PERTURBAÇÕES

Com o objetivo de realizar um análise dinâmica de vôo da aeronave, foi construído um simulador em *Python* que aplica o método de Runge-Kutta 4/5 ordem nas

doze equações diferenciais da mecânica do voo. O estado base do simulador corresponde ao avião trimado via AVL para a **Missão 2**, as derivadas obtidas para esta condição encontram-se no arquivo .zip enviado.

6.1 Considerações sobre arrasto e modelo propulsivo:

Por se tratar de um software de escoamento potencial, por padrão o AVL não consegue determinar corretamente os efeitos causados por arrasto viscoso. Mesmo com a correção dos aerofólios, optou-se por adicionar ao arrasto de referência um termo como estimativa do arrasto parasita:

$$C_{D0} = 0.37/S \quad (9)$$

Em seguida, no simulador o arrasto foi modelado conforme o modelo da polar de arrasto, utilizando o fator de Oswald fornecido pelo AVL:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (10)$$

Como simplificação, o modelo propulsivo utilizado foi o sugerido em sala de aula, igualando a tração de referência com a força de arrasto de referência.

6.2 Perturbações nas superfícies de comando:

Em seguida, foram definidas as seguintes perturbações no profundor:

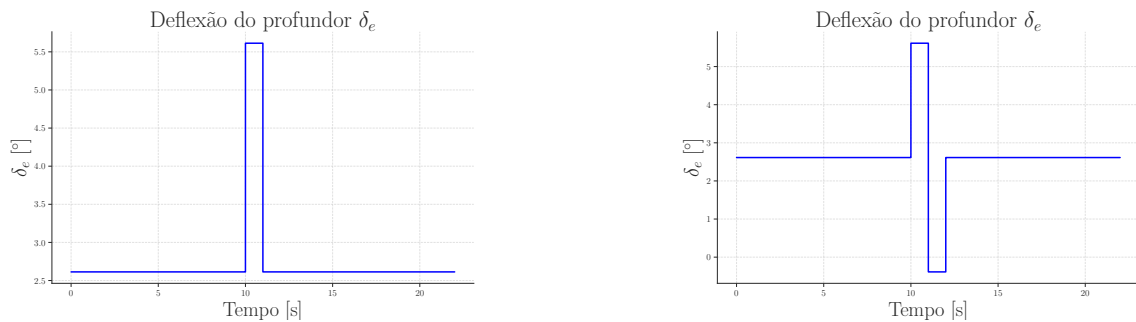


Figura 6: Perturbações no profundor

As perturbações nas demais superfícies de controle seguem o mesmo padrão, porém partem da origem pois a deflexão de trimagem do leme e do aileron é nula. É importante ressaltar que como os efeitos da força propulsiva são desprezados pelo AVL, executar simulação sem perturbações o avião não se encontra perfeitamente trimado, com leve tendência de perder altitude ao longo do tempo. Com o objetivo de minizar os efeitos desta condição nas análises subsequentes, foram introduzidos fatores de correção no termo da força propulsiva, calibrados a partir de um processo iterativo.

6.3 Pulso no aileron

Trajetória 3D da Aeronave

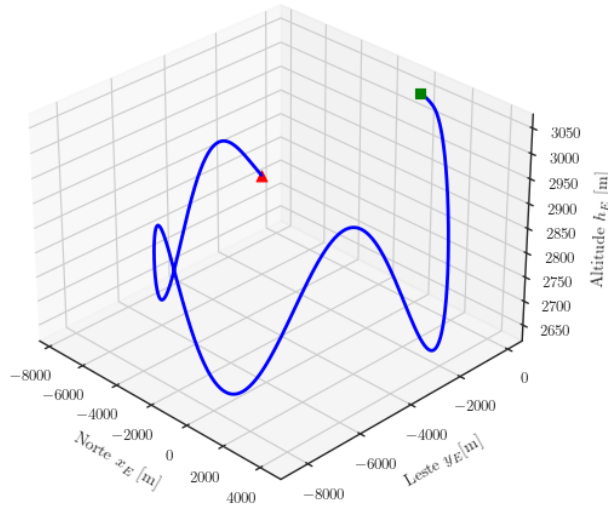


Figura 7: Trajetória 3D da aeronave após pulso no aileron

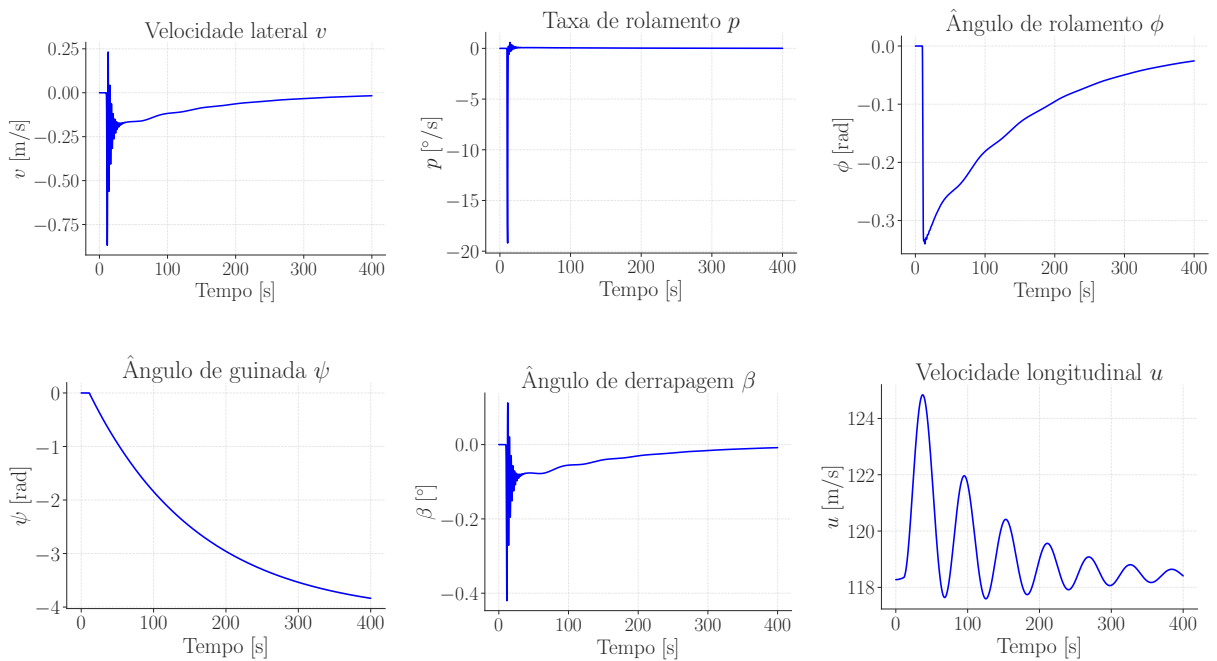


Figura 8: Variáveis de estado para após pulso no aileron

Ao realizar um pulso no aileron, verifica-se alta estabilidade lateral, caracterizada pelo rápido amortecimento da velocidade lateral da aeronave, retornando ao valor de referência em aproximadamente 400 segundos, com um comportamento isento de oscilações após 50 segundos. Observa-se também a presença do modo de rolamento puro,

caracterizado pelo comportamento altamente amortecido no ângulo de rolamento, com comportamento característico de um modo de primeira ordem.

6.4 Doublet no aileron

Trajatória 3D da Aeronave

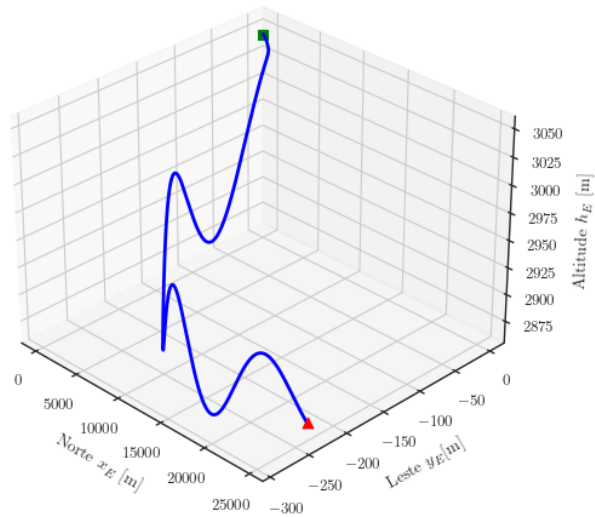


Figura 9: Trajetória 3D da aeronave após doublet no aileron

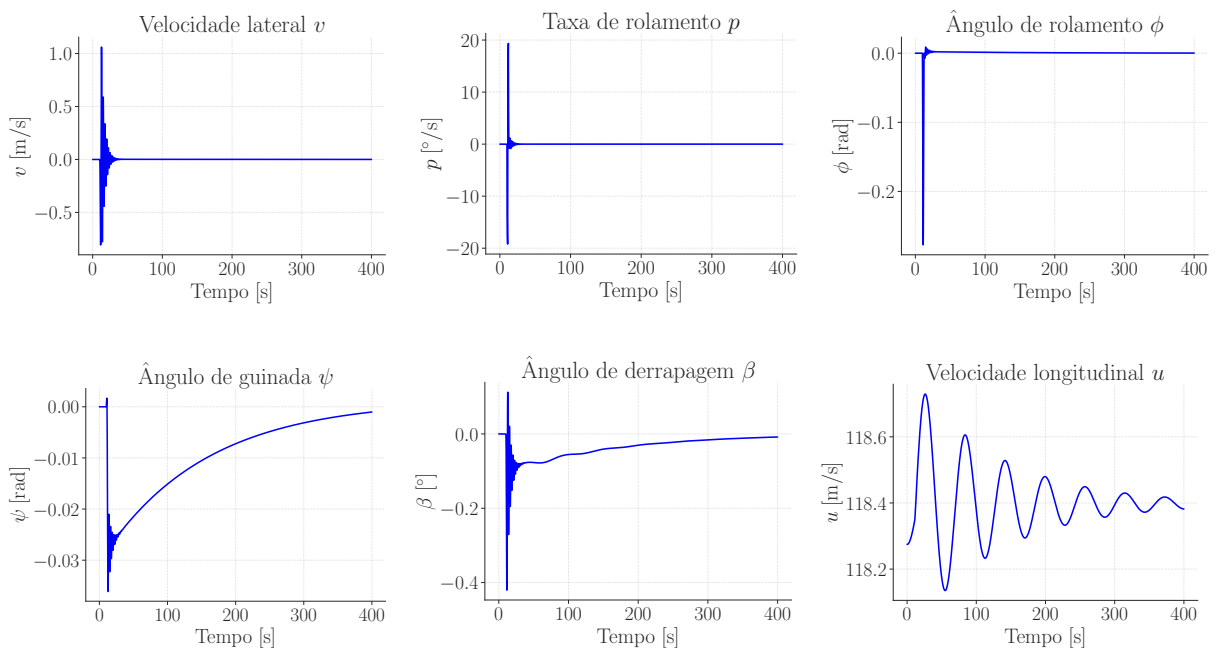


Figura 10: Variáveis de estado para doublet no aileron

O doublet no aileron causou perturbações nas variáveis de similares ao pulso, porém com uma maior estabilidade ao longo do tempo, devido á deflexão de magnitude negativa. Em comparação com o pulso, a queda de altitude foi significativamente menor e o ângulo

de guinada tende a retornar ao valor de referência, retornando a aeronave à sua atitude original. As variações na velocidade longitudinal também foram bem menores, em virtude da menor variação do ângulo de ataque.

6.5 Pulso no profundo

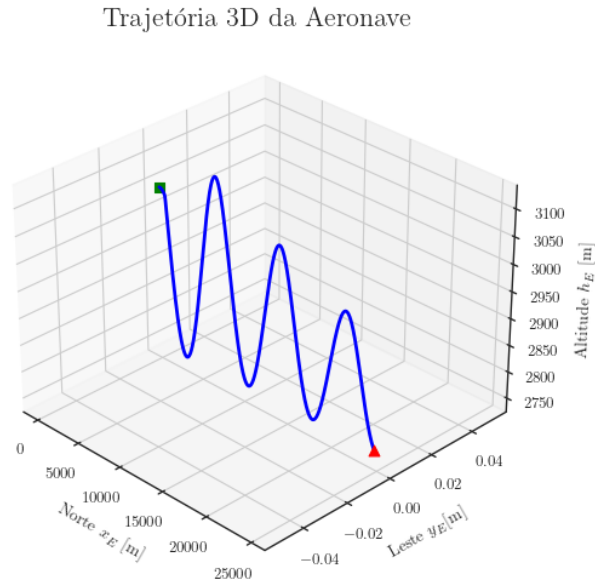


Figura 11: Trajetória 3D – pulso no profundo

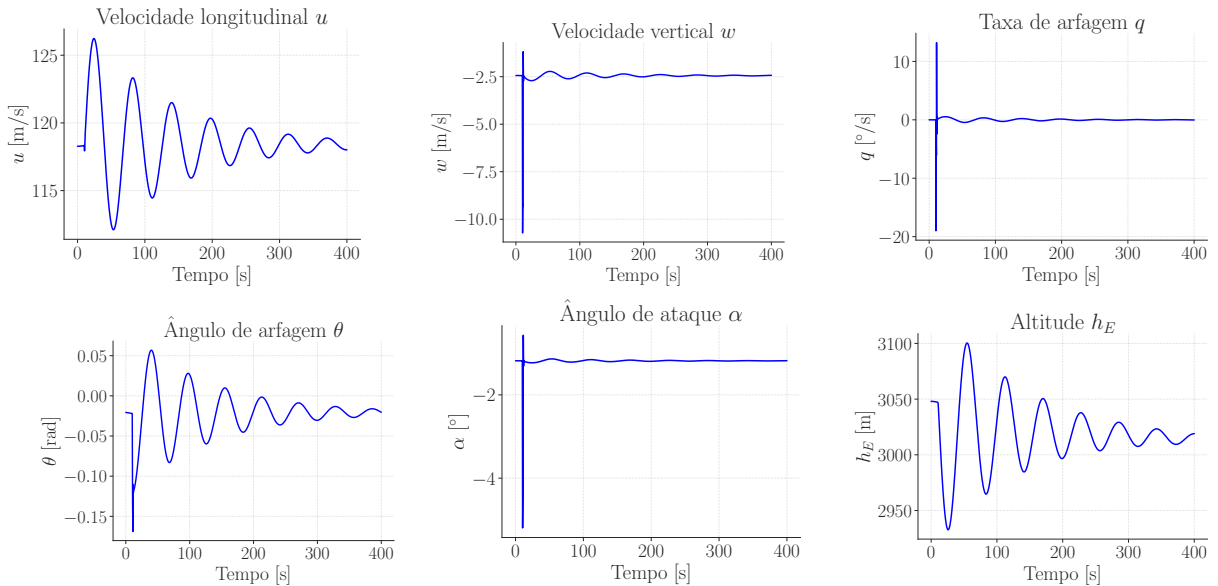


Figura 12: Variáveis de estado – pulso no profundo

A resposta dinâmica ao pulso no profundo é caracterizada pela presença dos dois modos longitudinais: logo após a perturbação verifica-se a presença do modo curto-período, com rápida oscilação amortecida do ângulo de ataque e taxa de arfagem, e imediatamente em seguida a presença do fugóide, com oscilações menos amortecidas e de

menor frequência. A altitude apresenta variação inicial de 100 metros, porém se estabiliza por volta de 3025 metros após 300 segundos.

6.6 Doublet no profundor

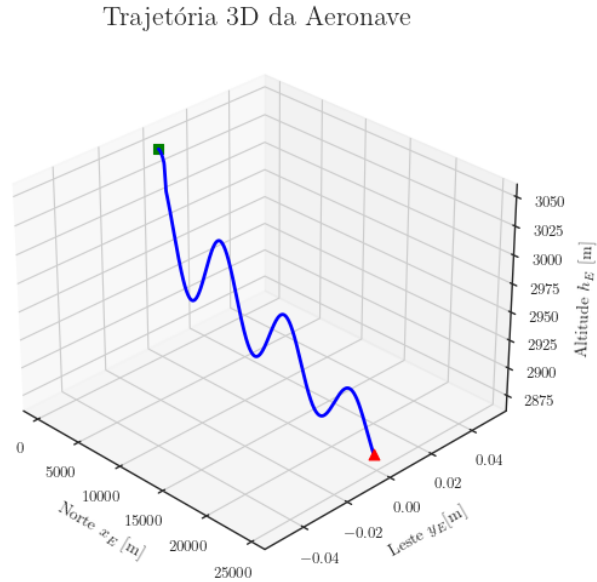


Figura 13: Trajetória 3D – doublet no profundor

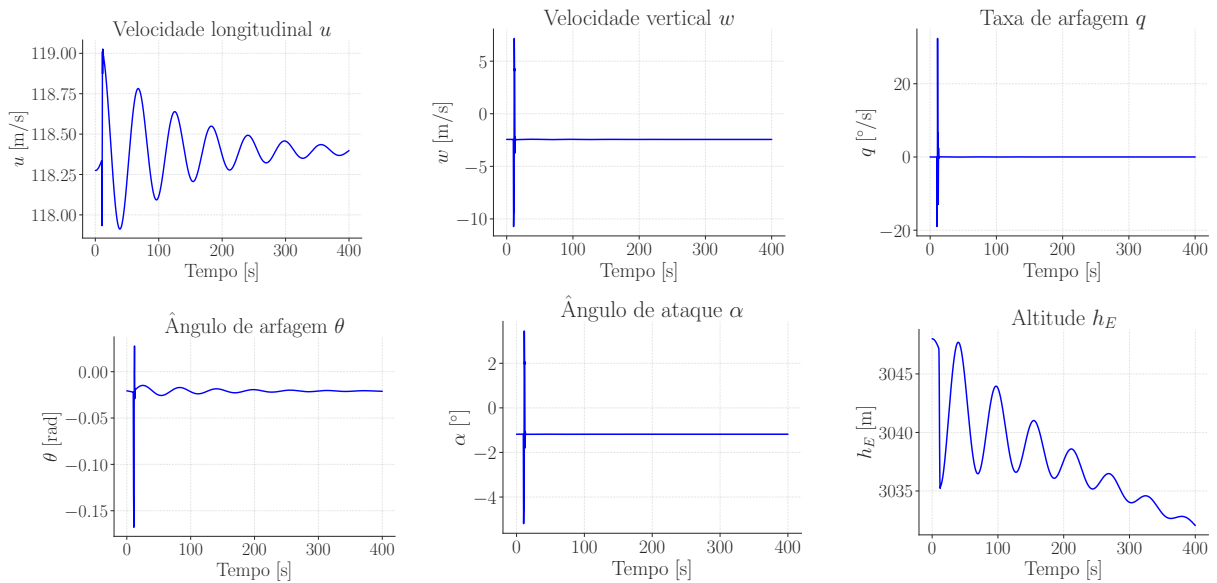


Figura 14: Variáveis de estado – doublet no profundor

O doublet do profundor causou perturbações nas variáveis de estado que foram bem mais amortecidas se comparadas ao pulso, principalmente para ângulo de arfagem. Verifica-se também que o avião não estabiliza sua altitude, iniciando uma trajetória de descida, com velocidade aproximadamente constante após 500 segundos.

6.7 Pulso no leme

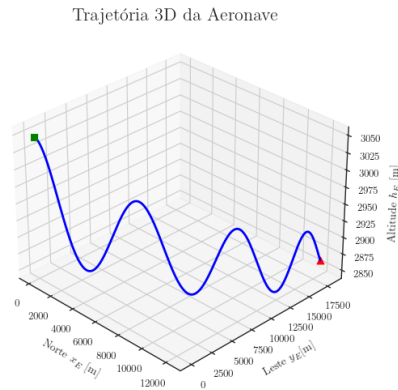


Figura 15: Trajetória 3D – pulso no leme

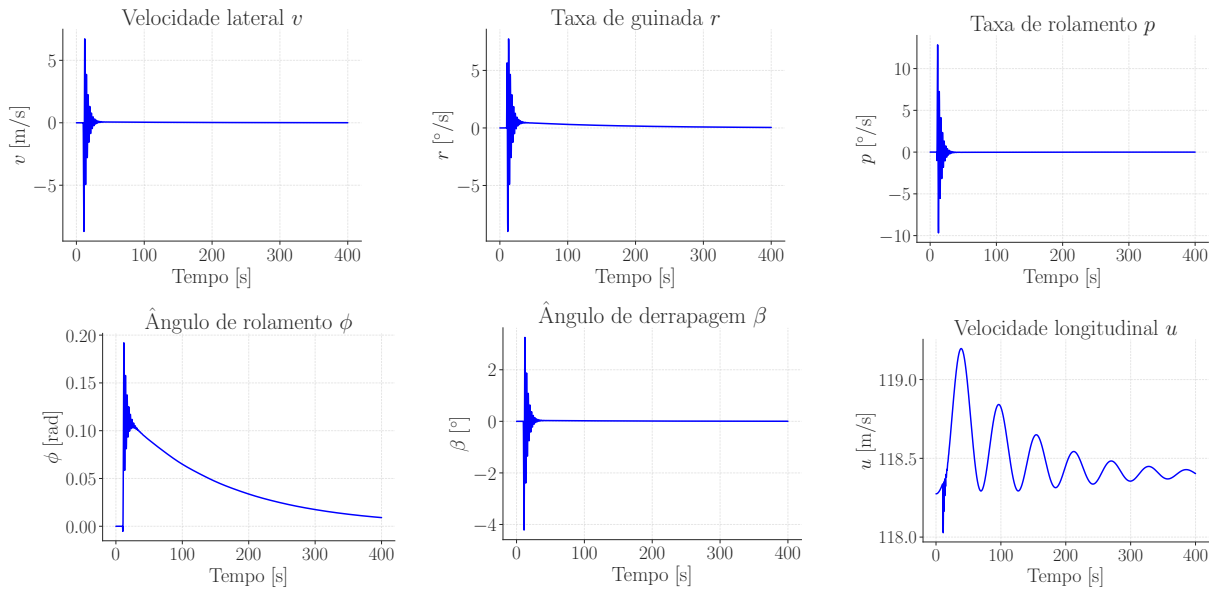


Figura 16: Variáveis de estado – pulso no leme

Com o pulso no leme verifica-se novamente a altíssima estabilidade lateral da aeronave, com amortecimento rápido e à altas frequências da velocidade lateral, taxa de guinada e ângulo de derrapagem. É possível perceber também o acoplamento da dinâmica lateral com a dinâmica direcional da aeronave, por meio da variação da taxa de rolamento e ângulo de rolamento no momento da perturbação. Por meio da trajetória 3D é possível verificar como a deflexão do leme induz novo ângulo de proa na aeronave.

6.8 Doublet no leme

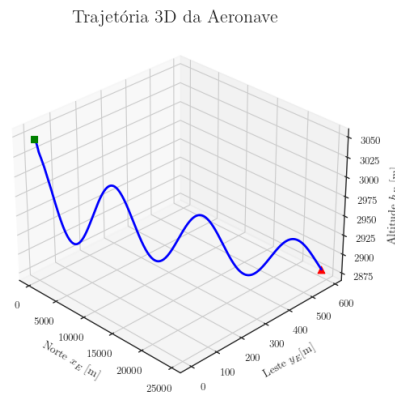


Figura 17: Trajetória 3D – doublet no leme

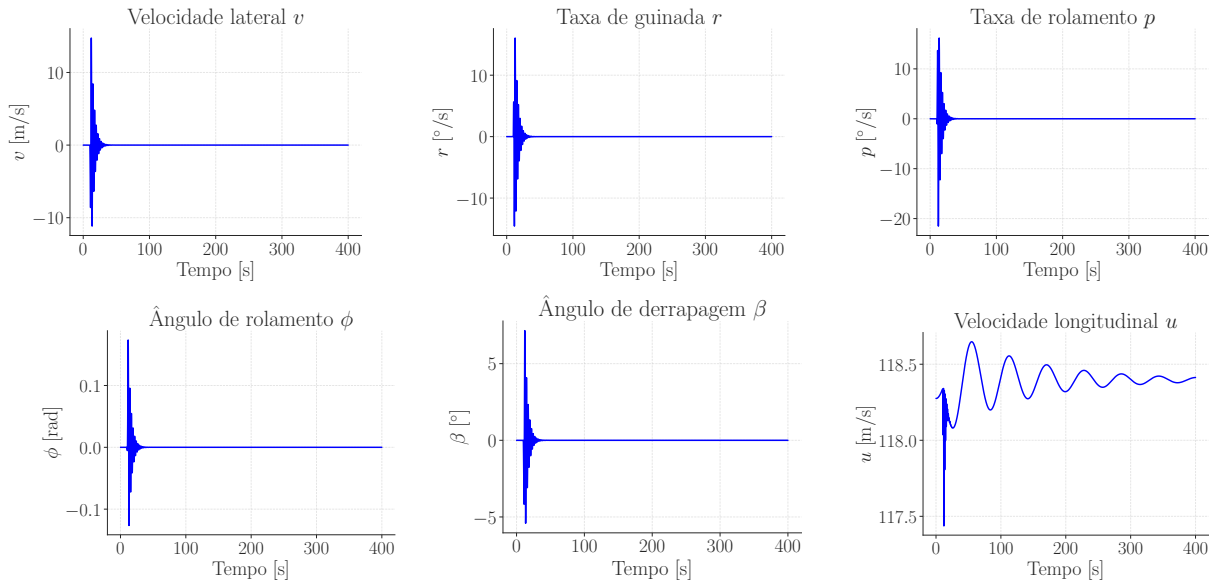


Figura 18: Variáveis de estado – doublet no leme

O doublet no leme causou perturbações de maior amplitude nas velocidades lineares e angulares, porém a deflexão negativa induziu um amortecimento extremamente rápido. Após cerca de 400 segundos o avião retorna ao seu estado de equilíbrio, porém em trajetória de descida, com velocidade longitudinal ligeiramente maior que a velocidade de trimagem.

7 AVALIAÇÃO DA INFLUÊNCIA DE CG E MASSA

7.1 Variações do CG e Massa

Para análise da sensibilidade à variação do centro de gravidade e massa foram escolhidas as seguintes configurações:

1. Missão 1 - 4054 kg

2. Missão 2 - CG em 15% da corda média aerodinâmica
3. Missão 2 - CG em 34% da corda média aerodinâmica
4. Missão 3 - 5000 kg

As configurações escolhidas representam os valores extremos de operação da aeronave, e buscam avaliar o comportamento previsto pelo fabricante na faixa operacional.

Devido ao fato da variação dos parâmetros ser modesta, muitos dos comportamentos dinâmicos observados na seção 6 permaneceram praticamente inalterados. As variáveis de estado cujos comportamentos não tiveram mudança significativa com as novas configurações foram omitidas desta seção.

7.2 Pulso no aileron

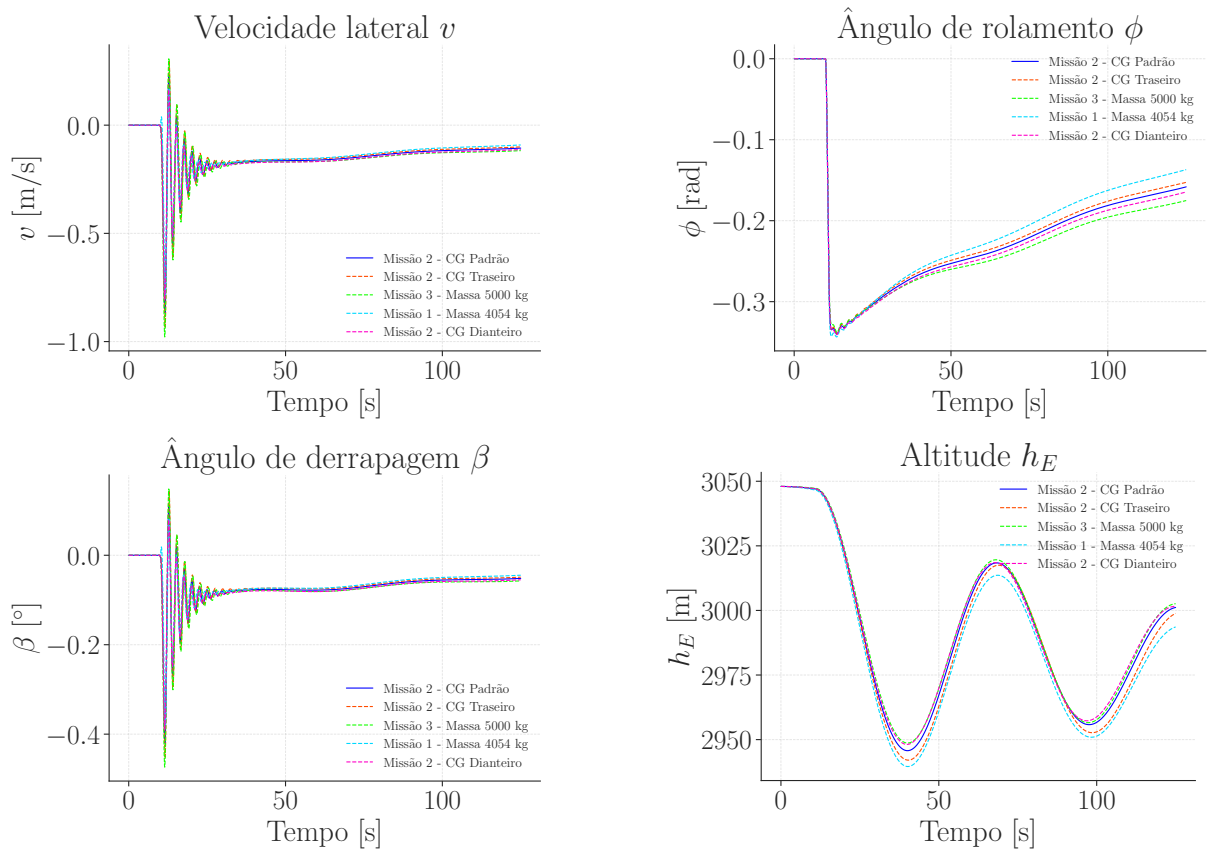


Figura 19: Variáveis de estado para pulso no aileron

De uma maneira geral, a configuração de maior massa apresentou maiores amplitudes na perturbação da velocidade lateral e ângulo de derrapagem. Enquanto a configuração de menor massa apresenta uma tendência de retorno mais rápido ao ângulo de rolamento zero. Além disso as configurações de menor massa e de CG mais traseiro apresentaram amplitude de oscilação da altitude ligeiramente maior.

7.3 Doublet no aileron

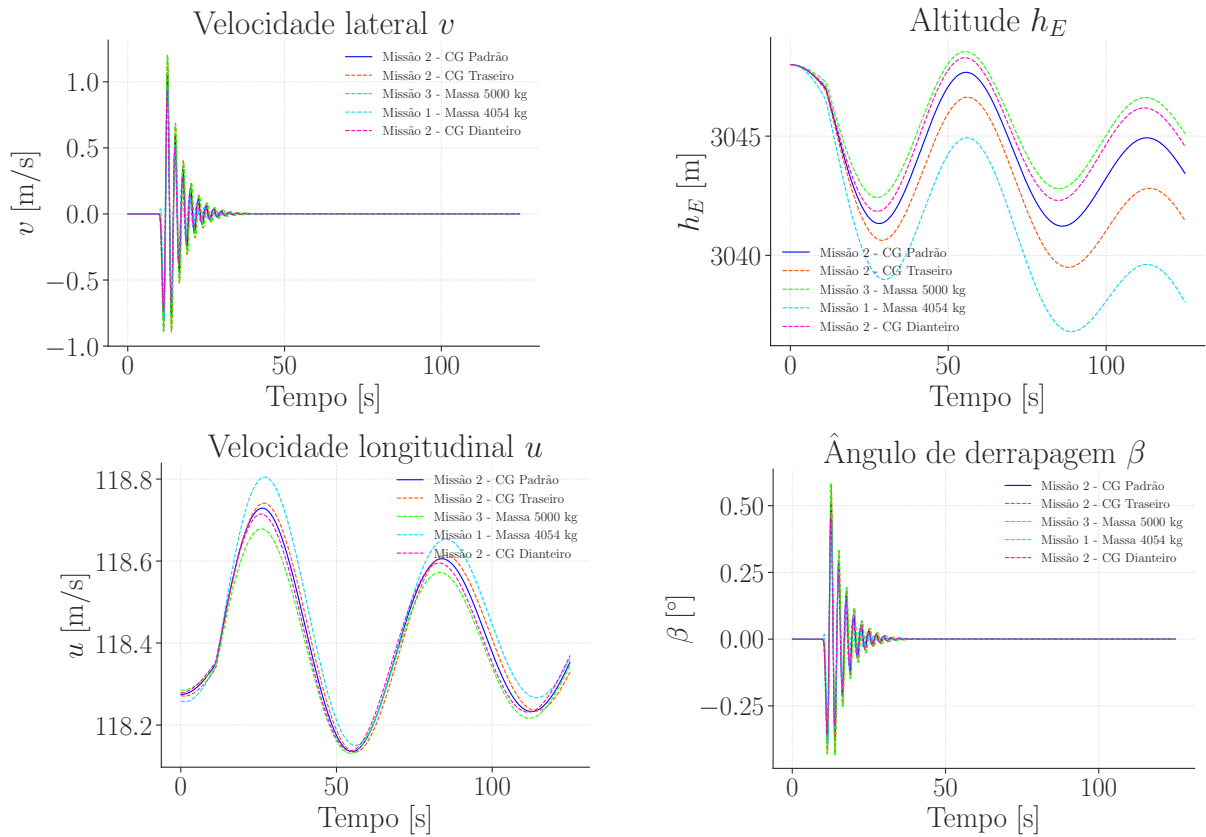


Figura 20: Variáveis de estado para doublet no aileron

Novamente observa maiores amplitudes de oscilação na velocidade lateral e ângulo de derrapagem para configuração de maior massa. Entretanto a perda de altitude se mostra bem sensível à configuração da aeronave: a missão de menor massa e CG mais traseiro apresentaram maior queda na altitude se comparados às demais.

7.4 Pulso no profundor

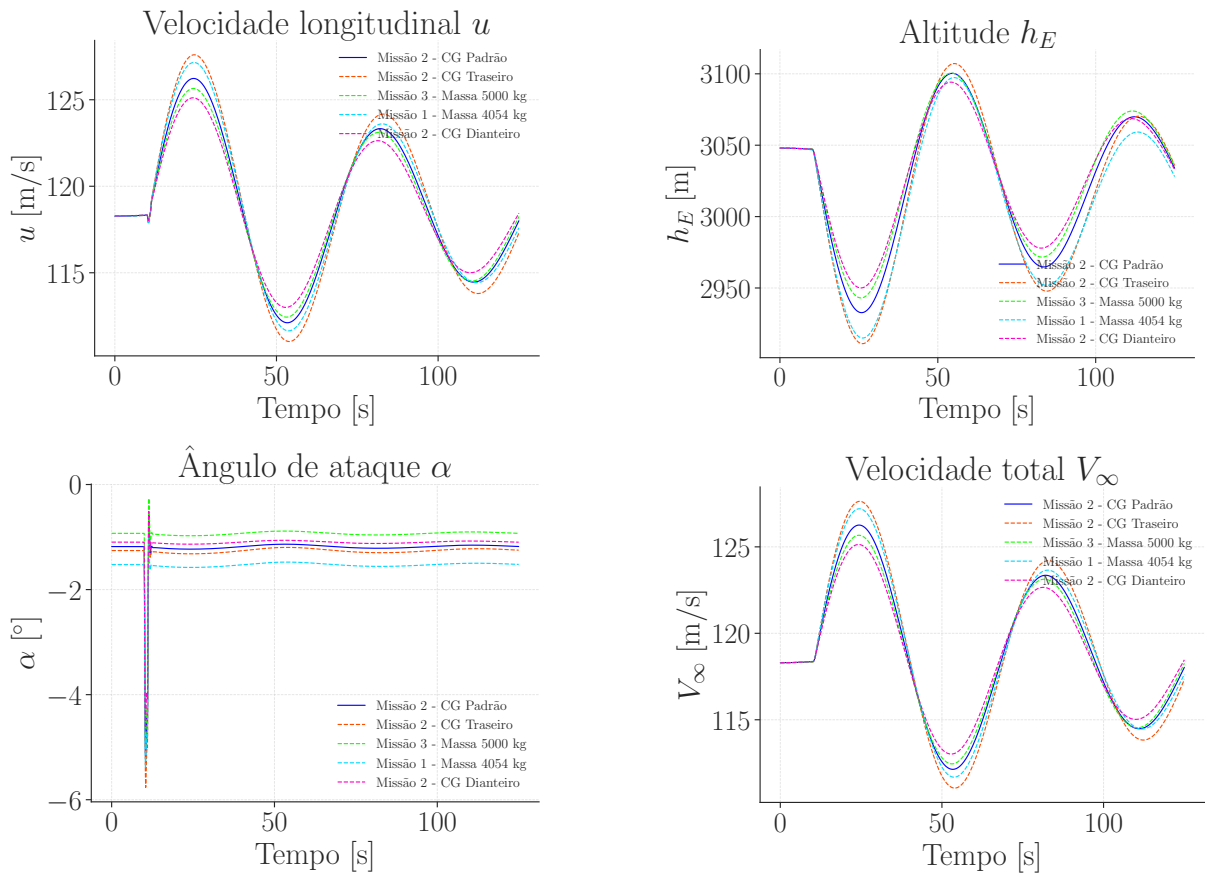


Figura 21: Variáveis de estado – pulso no profundor

Verifica-se que a estabilidade longitudinal do avião se mostra ligeiramente sensível à posição do CG: a missão com CG mais traseiro apresentou maiores amplitudes de oscilação e frequência amortecida ligeiramente menor. Em contrapartida, o aumento da inércia induziu amplitudes ligeiramente menores.

7.5 Doublet no profundo

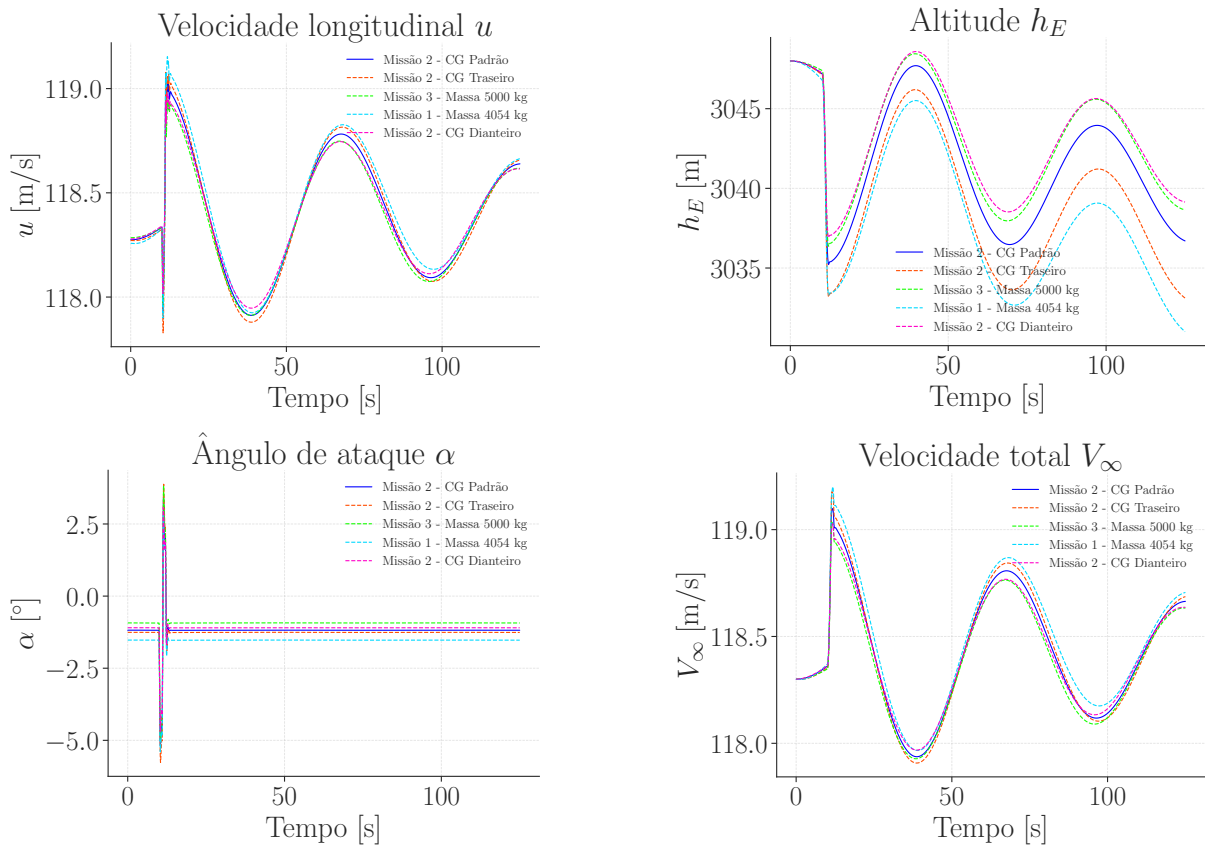


Figura 22: Variáveis de estado – doublet no profundo

O doublet no profundo confirma as tendências apresentadas no pulso, porém é possível observar que a taxa de perda de altitude do avião é mais acentuada para a configuração mais leve e de CG mais traseiro, devido à menor estabilidade longitudinal.

7.6 Pulso no leme

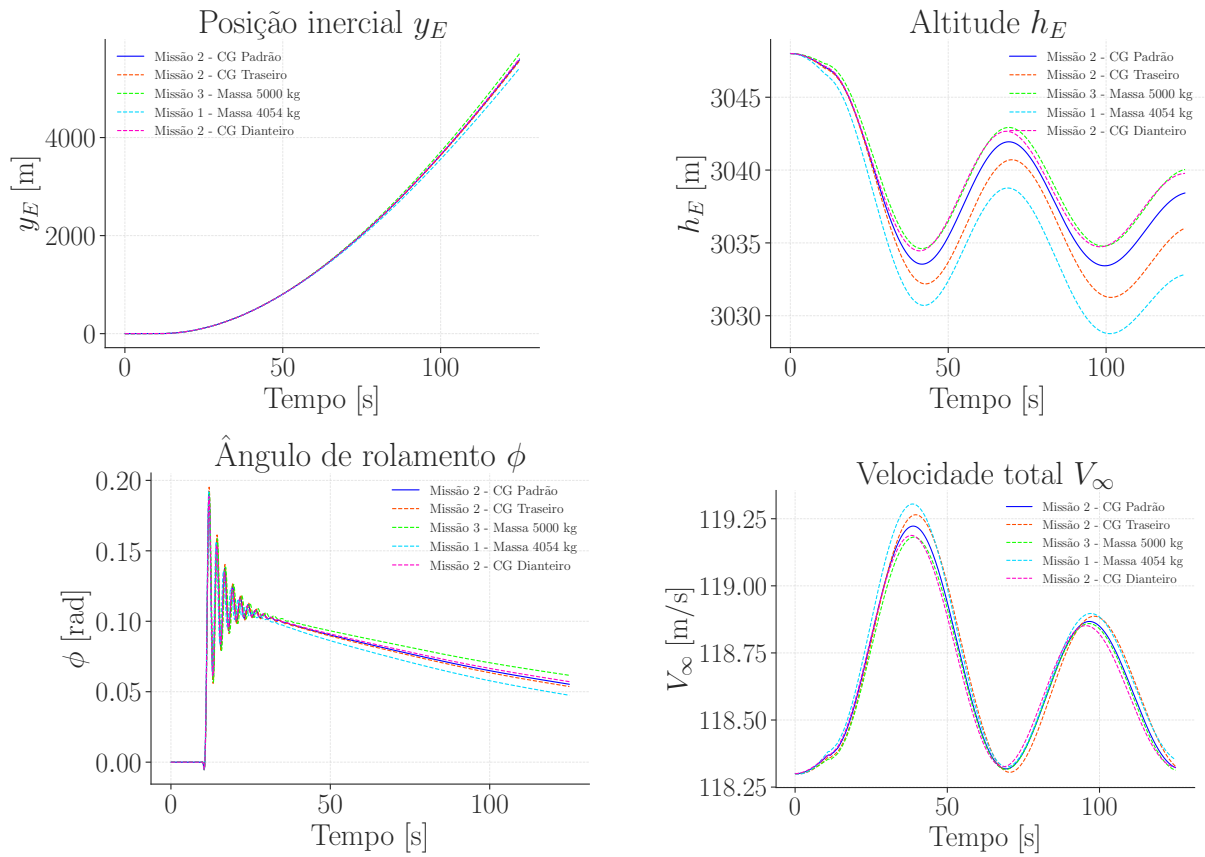


Figura 23: Variáveis de estado – pulso no leme

Para o pulso do leme as configurações menor massa e CG traseiro apresentaram maior perda de altitude, e maiores amplitudes de oscilação na velocidade. Verifica-se também que a missão 1 possui taxa de variação do ângulo de rolamento maior que as demais, indicando maior amortecimento do modo de rolamento puro.

7.7 Doublet no leme

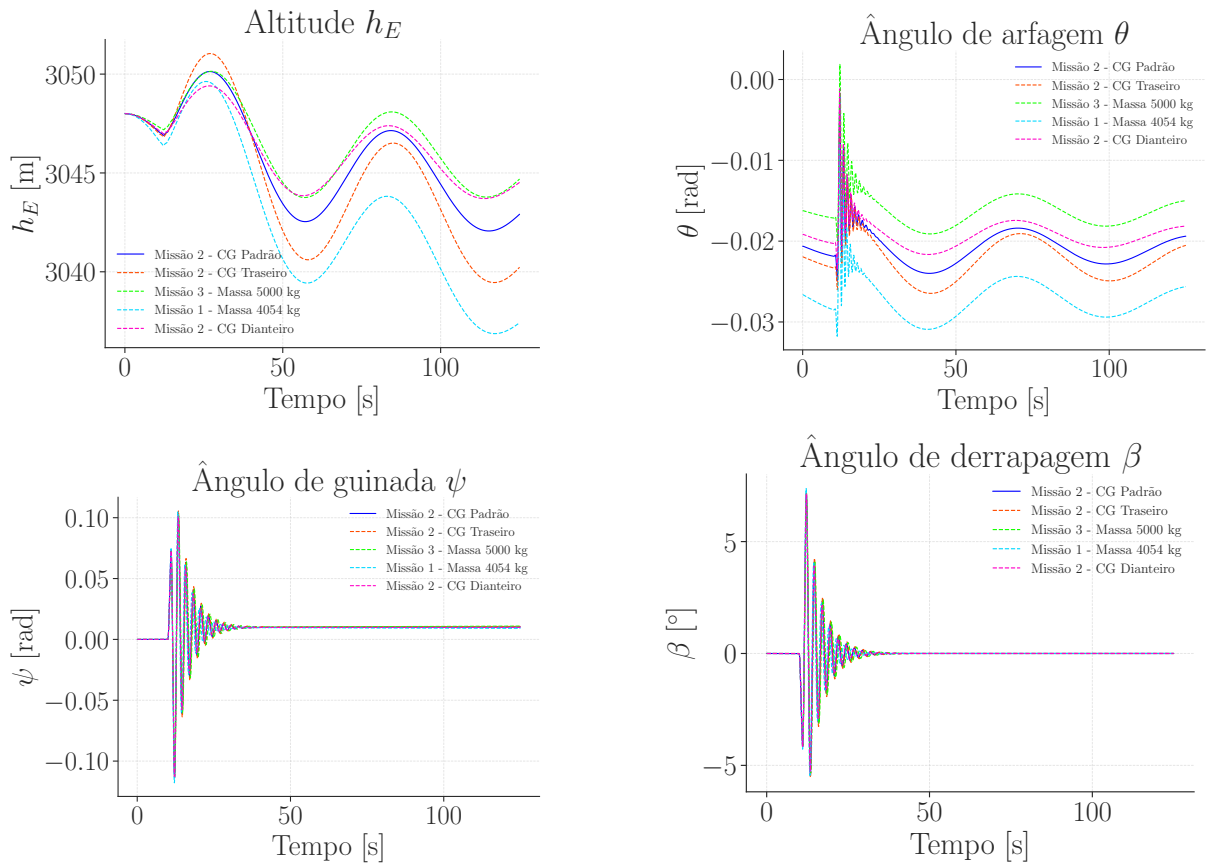


Figura 24: Variáveis de estado – doublet no leme

Assim como no pulso, não são observadas variações significativas, exceto em relação à variação de altitude, que segue o mesmo padrão descrito anteriormente: os aviões de menor massa e CG mais traseiro tendem a perder mais altitude.

8 CONCLUSÃO

Tendo como base as simulações e análises feitas neste relatório, conclui-se que foi possível determinar, por meio do software AVL e do simulador de voo, um modelo aproximado do comportamento de voo da aeronave EMB-110 Bandeirante. Os resultados obtidos indicam que a aeronave apresenta elevada estabilidade longitudinal e latero-direcional, com modos dinâmicos bem definidos e coerentes com as características conhecidas de aeronaves bimotor regionais de porte similar.

Além disso, observou-se que as respostas aos comandos primários, bem como os modos naturais identificados, mostraram-se consistentes com a literatura e com os parâmetros aerodinâmicos estimados. A análise temporal das perturbações evidenciou um comportamento estável, com tendência de retorno ao estado trimado.

Apesar de algumas simplificações inerentes aos modelos utilizados — como linearizações, ausência de efeitos não lineares mais complexos e suposições quanto às características aerodinâmicas — os resultados demonstram boa fidelidade no que diz respeito à representação geral da dinâmica da aeronave.

REFERÊNCIAS

- [1] EMBRAER. *Manual de Manutenção - Avião C95 EMB 110 'Bandeirante'*. O.T. 1C95-2-1. Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A., 1973.
- [2] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Second Edition. American Institute of Aeronautics e Astronautics, Inc., 1992.
- [3] David Lednicer. *The Incomplete Guide to Airfoil Usage*. 2011. URL: <https://lilith.fisica.ufmg.br/dsoares/g/g.htm>.
- [4] EMBRAER. *Manual de Voo - Avião C95 EMB 110 'Bandeirante'*. REVISÃO 1 - O.T. IC95-1. Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A., 1975.
- [5] European Union Aviation Safety Agency. *TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for EMB-110*. No. EASA.IM.A.229. European Union Aviation Safety Agency, 2022.
- [6] Wayne Durham. *Aircraft Flight Dynamics and Control*. First Edition. WILEY, 2013.
- [7] Mark Drela. *AVL - Athena Vortex Lattice*. 2025. URL: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>.
- [8] *xflr5*. 2025. URL: <https://www.xflr5.tech/xflr5.htm>.
- [9] Instituto de Ciências Exatas. *Sobre o valor da aceleração da gravidade medido no Departamento de Física*. 2025. URL: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html>.