



UM ESTUDO PRÁTICO DE ESTABILIDADE E CONTROLE DE AERONAVES COMO FERRAMENTA DE APRENDIZAGEM EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

DOI: 10.37702/2175-957X.COBENGE.2025.6158

Autores: DIOGO ANDRADE MATTIELLO, RICARDO LUIZ UTSCH DE FREITAS PINTO

Resumo: Este trabalho apresenta uma abordagem pedagógica aplicada à disciplina de Estabilidade e Controle do Avião do Curso de Engenharia Aeroespacial da UFMG, por meio de uma atividade prática centrada na análise da estabilidade estática e do controle longitudinal de uma aeronave em operação. A metodologia integra teoria e prática com o auxílio de softwares comerciais para as análises matemáticas e gráficas, a partir de dados geométricos e de desempenho reais. A experiência promove aprendizagem significativa, autonomia e pensamento crítico, destacando-se como uma estratégia avaliativa e interdisciplinar no ensino de engenharia.

Palavras-chave: Estabilidade e Controle do Avião, Engenharia Aeroespacial, Integração entre teoria e prática, Ensino de Engenharia

UM ESTUDO PRÁTICO DE ESTABILIDADE E CONTROLE DE AERONAVES COMO FERRAMENTA DE APRENDIZAGEM EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

1 INTRODUÇÃO

A disciplina Estabilidade e Controle do Avião, do Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da UFMG, dedica metade de seu conteúdo aos tópicos de estabilidade, controle e manobrabilidade longitudinais de aeronaves. Os fundamentos teóricos são apresentados, e todas as equações envolvidas nas análises são cuidadosamente deduzidas em sala de aula. Para integrar teoria e prática, propõe-se aos alunos o desenvolvimento de um estudo aplicado sobre a estabilidade e o controle longitudinal de uma aeronave real. Cada estudante deve escolher um avião em operação cujas informações estejam disponíveis publicamente na internet. Como os dados fornecidos pelos fabricantes não são, em geral, suficientes para a realização completa do trabalho, cabe ao discente estimar os parâmetros adicionais considerados necessários.

O objetivo do presente artigo é detalhar a metodologia e estratégia pedagógica envolvidas na execução do trabalho prático, como ferramenta de avaliação da aprendizagem com aspectos multidisciplinares

2 METODOLOGIA

Os itens a seguir são solicitados aos alunos e utilizados na composição da nota final.

2.1 Detalhamento da aeronave

Na primeira etapa, o aluno deve selecionar uma aeronave e obter um conjunto de informações técnicas que serão utilizadas como *Inputs* na execução do trabalho, tais como: dados da empenagem horizontal, passeio operacional do centro de gravidade, uma cópia das “Três Vistas” da aeronave, dados da asa e diagrama $V \times n$ de manobra.

2.2 Estimativa dos coeficientes aerodinâmicos

A partir dos *Inputs*, o aluno deve estimar valores para todos os coeficientes aerodinâmicos que aparecem nas equações da estabilidade, controle e manobrabilidade longitudinais da aeronave.

2.3 Cálculos de estabilidade e controle longitudinais

De posse dos coeficientes aerodinâmicos, o aluno inicia os cálculos de estabilidade e controle longitudinais, a saber:

- Os pontos neutros e pontos de manobra manche fixo e manche livre a nível do mar.
- Curvas $\bar{\eta} \times \bar{C}_L$ para as posições extremas do CG (h_{min} e h_{max}).
- Curvas $\bar{P}_e \times V$ para voo nivelado equilibrado e as mesmas posições do CG.
- Curvas de Movimento do Manche por g (Q_1) e de Força no Manche por g (Q_2).
- Curvas de $\bar{\eta} + (\Delta\bar{\eta})_{min}$ e $\bar{\eta} + (\Delta\bar{\eta})_{max}$ para as duas posições do CG.
- Curvas de $\bar{P}_e + (\Delta\bar{P}_e)_{min}$ e $\bar{P}_e + (\Delta\bar{P}_e)_{max}$ para as duas posições do CG.

2.4 Análise da dinâmica longitudinal

Como última seção de cálculo, o aluno deve analisar a dinâmica longitudinal, ou seja:

- Simular o movimento Fugóide partindo de uma perturbação pré-estabelecida.
- Determinar os Pontos Críticos Manche Fixo e Manche Livre.
- Simular os movimentos Curto Período Manche Fixo e Manche Livre por um intervalo de tempo suficiente para que os movimentos atendam a um critério especificado de acomodação.

2.5 Comentários, conclusões e sugestões

Com base nas análises realizadas, o aluno deve tecer comentários e conclusões a respeito dos resultados obtidos, além de críticas e sugestões de modificação ao projeto analisado se necessárias.

3 REFERENCIAL TEÓRICO

Nessa seção serão definidas as equações utilizadas na análise da estabilidade estática e controles longitudinais, e nas análises de dinâmica longitudinal (PINTO, 2024). O significado de todos os símbolos está exposto na Tabela 4, bem como os resultados de seus valores para um Trabalho Prático Exemplo.

3.1 Pontos Neutros e Pontos de Manobra

Ponto neutro manche fixo

O ponto neutro manche fixo (h_n) representa a posição do centro de gravidade da aeronave para a qual a estabilidade estática longitudinal é neutra. Para estabilidade, deve-se respeitar $h < h_n$ (PINTO, 2024):

$$h_n = h_0 + \bar{V} \bar{a}_1 \frac{\epsilon_\alpha}{a} \quad (1)$$

Ponto neutro manche livre

O ponto neutro manche livre (h'_n) representa a posição do centro de gravidade da aeronave para a qual a estabilidade estática manche livre é neutra. Para estabilidade, deve-se respeitar $h < h'_n$ (PINTO, 2024):

$$h'_n = h_0 + \bar{V} \bar{a}_1 \frac{\epsilon_\alpha}{a} \quad (2)$$

Ponto de manobra manche fixo

O ponto de manobra manche fixo (h_m) representa a posição do CG na qual não é necessário alterar a deflexão do profundor para realizar manobra (PINTO, 2024), a saber:

$$h_m = h_0 + \bar{V} \bar{a}_1 \left\{ \frac{\epsilon_\alpha}{a} + \frac{1}{2\mu} \right\} \quad (3)$$

Ponto de manobra manche livre

O ponto de manobra manche livre (h'_m) representa a posição do CG para a qual não é necessário acréscimo na força no manche para realizar manobra (PINTO, 2024), a saber:

$$h'_m = h_0 + \bar{V} \bar{a}_1 \left\{ \frac{\epsilon_\alpha}{a} + \frac{1}{2\mu} \right\} \quad (4)$$

3.2 Deflexão do Profundor para equilíbrio em voo reto nivelado

Por desenvolvimento teórico, é deduzido em sala de aula (PINTO, 2024) que a deflexão do profundor para garantir o equilíbrio em voo reto nivelado é expressa como função do coeficiente de sustentação (um valor para cada velocidade de equilíbrio) na forma:

$$\bar{\eta} = A_1 \bar{C}_L + A_2 \quad (5)$$

sendo $A_1 = \frac{1}{\bar{v}a_2} \left[(h - h_0) - \frac{\bar{v}a_1}{a} \epsilon_\alpha \right]$ e $A_2 = \frac{1}{\bar{v}a_2} \left[C_{m_0} - \bar{V}(a_1 i_T + a_3 \delta) \right]$

O gráfico de $\bar{\eta} \times \bar{C}_L$, desde o menor valor de \bar{C}_L e o maior valor de \bar{C}_L , deve estar inteiramente contido entre o limite inferior (deflexão mais negativa admitida para $\bar{\eta}$) e o limite superior (deflexão mais positiva admitida para $\bar{\eta}$).

3.3 Força no Manche para equilíbrio em voo reto nivelado

A força no manche para condição de equilíbrio em voo reto nivelado pode ser calculada por:

$$\bar{P}_e = B_1 + B_2 V^2 \quad (6)$$

sendo $B_1 = m_e S_\eta \bar{c}_\eta \frac{W}{S_w} \frac{b_2}{\bar{v}a_2} \left[h - h_0 - \frac{\bar{v}a_1}{a} \epsilon_\alpha \right]$ e $B_2 = \frac{1}{2} m_e S_\eta \bar{c}_\eta \rho \left[C_{H_0} + b_1 i_T + b_2 A_2 + b_3 \delta \right]$

O gráfico de $\bar{P}_e \times V$ é limitado lateralmente pelas velocidades mínima e máxima da aeronave. Para a delimitação da força utiliza-se a determinação da norma (FAA, 2016) como $\pm 27,22$ kgf (± 60 lbf) para aplicação de força temporária.

3.5 Movimento do Manche por g e Força no Manche por g

A deflexão do manche (Q_1) por "g" em função de \bar{C}_L é determinada por:

$$Q_1 = \frac{(h_m - h)}{\bar{v}a_2 m_e} \bar{C}_L \quad (7)$$

Já a força no manche (Q_2) em função da velocidade é determinada por:

$$Q_2 = -m_e S_\eta \bar{c}_\eta \frac{W}{S_w} \frac{b_2}{\bar{v}a_2} (h'_m - h) \quad (8)$$

3.6 Incrementos de deflexão do profundor para realizar manobras

Para as condições mais traseiras e dianteiras do CG deve-se determinar o acréscimo de deflexão do profundor necessário para realização de uma manobra longitudinal, calculado através da seguinte equação:

$$\Delta \bar{\eta} = \frac{h_m - h}{\bar{v}a_2} (n - 1) \bar{C}_L \quad (9)$$

Observa-se a influência do fator de carga (n), cujos valores possuem um limite inferior (n_{inf}) e um limite superior (n_{sup}).

3.7 Incrementos de força no manche para realizar manobras

Como último cálculo de estabilidade e controle longitudinais, deve-se analisar o incremento de força no manche necessário para a realização de uma manobra longitudinal para as condições de CG mais traseiro e mais dianteiro. A equação utilizada é:

$$\Delta \bar{P}_e = \left\{ m_e S_\eta \bar{c}_\eta \frac{W}{S_w} \frac{b_2}{\bar{V} a_2} \right\} (h - h'_m)(n - 1) \quad (10)$$

Devem ser determinadas curvas de acréscimo mínimo ($\Delta \bar{P}_{e_{min}}$) e máximo ($\Delta \bar{P}_{e_{max}}$) correspondentes aos valores limites do fator de carga.

3.8 Caracterização do movimento fugóide

Trata-se o movimento “fugóide” como a oscilação sofrida pela altitude da aeronave em torno da altitude de voo equilibrado após perturbação na velocidade da aeronave. É demonstrado que este movimento obedece a equação diferencial (PINTO, 2024):

$$\ddot{h} = -\frac{2g^2}{V_0^2} h \quad (11)$$

Por se tratar de uma equação diferencial simples, sua solução analítica é facilmente obtida como (BOYCE, 2020):

$$h(t) = h(0) \cos\left(\sqrt{2} \frac{g}{V_c} t\right) \quad (12)$$

denotando $h(0)$ a amplitude do movimento oscilatório (considerando como parte da condição inicial, sem perda de generalidade, $\dot{h}(0) = 0$).

3.9 Pontos críticos

É desejável que o movimento “curto período” seja subamortecido. Para isso, é necessário que o valor de h (posição normalizada do CG) seja menor do que os pontos críticos manche fixo (h_c) e manche livre (h'_c), cujas expressões são (PINTO, 2024):

$$h_c = h_n - \frac{\rho S_T^2 a_1^2 l_T^4}{8 I_{yy} S_w \bar{c}_w a} \quad (13)$$

$$h'_c = h'_n - \frac{\rho S_T^2 a_1^2 l_T^4}{8 I_{yy} S_w \bar{c}_w a} \quad (14)$$

3.10 Caracterização do movimento curto período

O movimento de curto período, caracterizado por oscilações rápidas do ângulo de arfagem em torno do equilíbrio, é regido pelas seguintes equações (PINTO, 2024):

$$I_{yy} \ddot{\theta} + Q \dot{\theta} + R(h_{ref} - h)\theta = 0 \quad (15)$$

onde $Q = \frac{1}{2} \rho V_0 S_T a_1 l_T'^2$ e $R = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S_w \bar{c}_w a$.

A Equação (15) possui como solução analítica (BOYCE, 2020):

$$\theta(t) = \frac{\pi}{18} e^{\alpha t} [\cos(\beta t) + C \sin(\beta t)] \quad (16)$$

onde $\alpha = -\frac{q}{2I_{yy}}$, $\beta = \frac{\sqrt{4I_{yy}R(h_{ref}-h)-Q^2}}{2I_{yy}}$ e $C = \frac{q}{\sqrt{4I_{yy}R(h_{ref}-h)-Q^2}}$, sendo que $h_{ref} = h_n$ para Manche Fixo e $h_{ref} = h'_n$ para Manche Livre.

4 RESULTADOS

A seguir serão apresentados os resultados obtidos para um Trabalho Prático Exemplo, no caso, correspondente à aeronave EMB 202 Ipanema. Trata-se de uma aeronave agrícola que está em operação há muitos anos, tendo vasta informação a respeito dela disponível na internet.

Todos os resultados, tabelas e figuras foram obtidos com auxílio do software MATLAB® (MATHWORKS, 2024), cuja licença é disponibilizada pela UFMG aos alunos.

4.1 Detalhamento da aeronave

Na Tabela 1 serão expostas algumas características gerais da aeronave.

Tabela 1 - Características gerais da aeronave.

Símbolo	Resultado	Descrição
W	15205,5 N	Peso máximo de decolagem da aeronave
L	7,43 m	Comprimento da aeronave
m_e	2,5 rad/m	Razão de engranzamento

Fonte: (INDÚSTRIA AERONÁUTICA NEIVA LTDA, 2023).

a) Dados da empenagem horizontal do EMB 202.

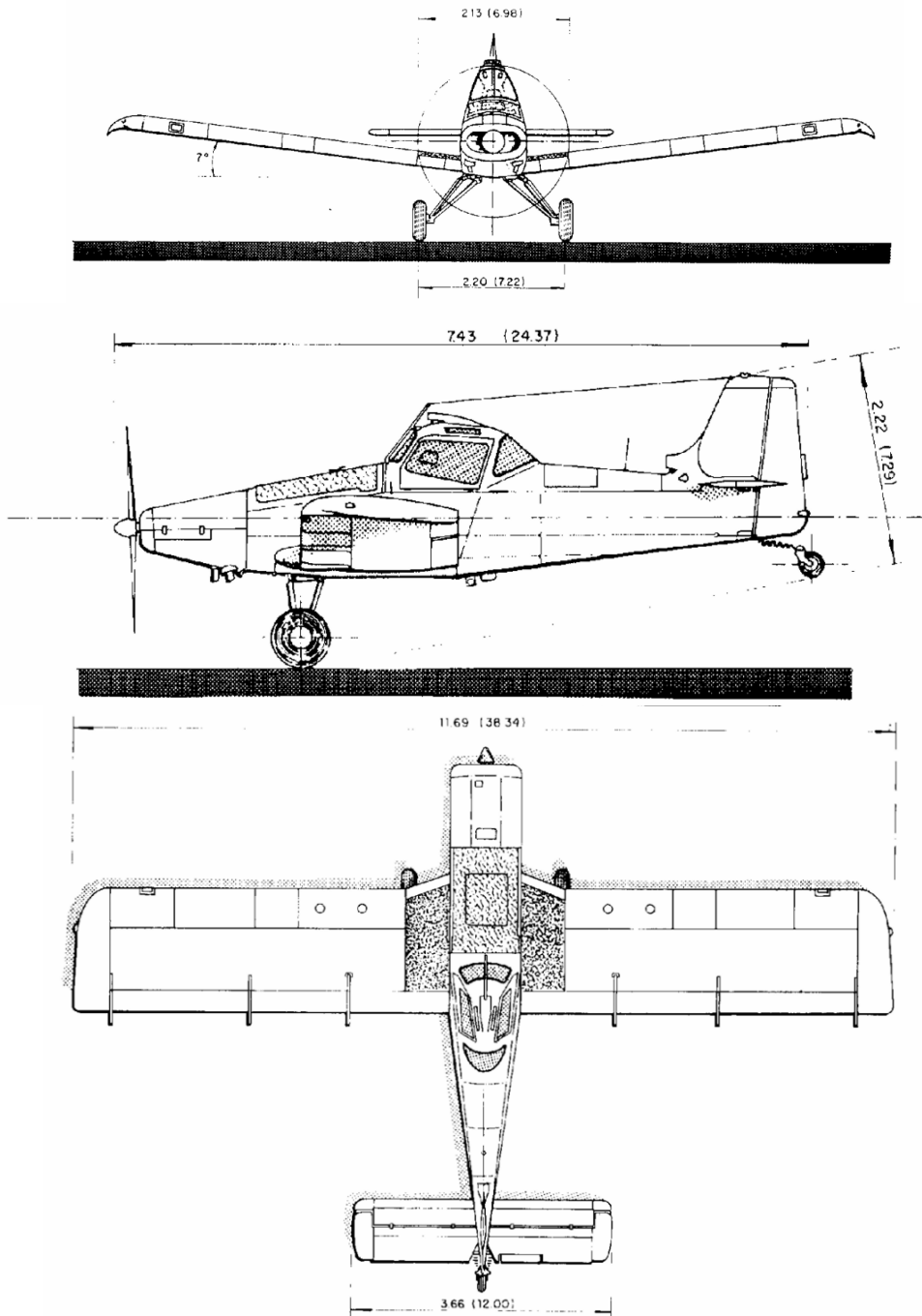
Tabela 2 - Dados de entrada da empenagem horizontal.

Símbolo	Resultado	Descrição
S_T	3,17 m ²	Área alar
b_T	3,66 m	Envergadura
\bar{c}_T	0,86 m	Corda média aerodinâmica
A_T	4,23	Alongamento
λ_T	1	Afilamento
S_η	1,03 m ²	Área do profundor
\bar{c}_η	0,33 m	Corda média aerodinâmica do profundor
b_η	3,12 m	Envergadura do profundor
η_{min}	-20°	Deflexão mínima do profundor
η_{max}	35°	Deflexão máxima do profundor
-	Redondo	Formato do bordo de ataque do profundor
-	NACA 0008	Perfil aerodinâmico da EH

Fonte: (INDÚSTRIA AERONÁUTICA NEIVA LTDA, 2023).

b) Cópia das “Três Vistas” da aeronave.

Figura 1 - Três vistas da aeronave.



Fonte: (INDÚSTRIA AERONÁUTICA NEIVA LTDA, 1996).

c) Passeio estimado do CG.

Os limites do CG foram obtidos do *Type Certificate Data Sheet (TCDS)* (ANAC, 2023) da aeronave. Com relação ao bordo de ataque das asas, os valores mínimo e máximo da posição do CG são 359 mm e 462 mm, respectivamente. Considerando a corda média aerodinâmica de 1710 mm, a posição normalizada do CG obedece aos limites:

$$0,21 \leq h \leq 0,27$$

d) Dados da asa do EMB 202.

Tabela 3 - Dados de entrada da asa.

Símbolo	Resultado	Descrição
b_w	11,69 m	Envergadura
S_w	19,94 m ²	Área alar
\bar{c}_w	1,71 m	Corda média aerodinâmica
A_w	6,85	Alongamento
Γ_w	7°	Diedro
λ_w	1	Afilamento
Λ_w	0°	Enflechamento
ϵ_g	0°	Torção geométrica
ϵ_a	0°	Torção aerodinâmica
S_ξ	1,6 m ²	Área total do aileron
S_{Flap}	2,3 m ²	Área total do flap
$\alpha_{C_L=0}$	1,2°	Ângulo de sustentação nula do perfil da asa
α_{Estol}	19°	Ângulo de estol do perfil da asa
α_{0G}	3°	Ângulo de incidência geométrica
i	4,2°	Ângulo de incidência aerodinâmica
-	NACA 23015	Perfil aerodinâmico da asa

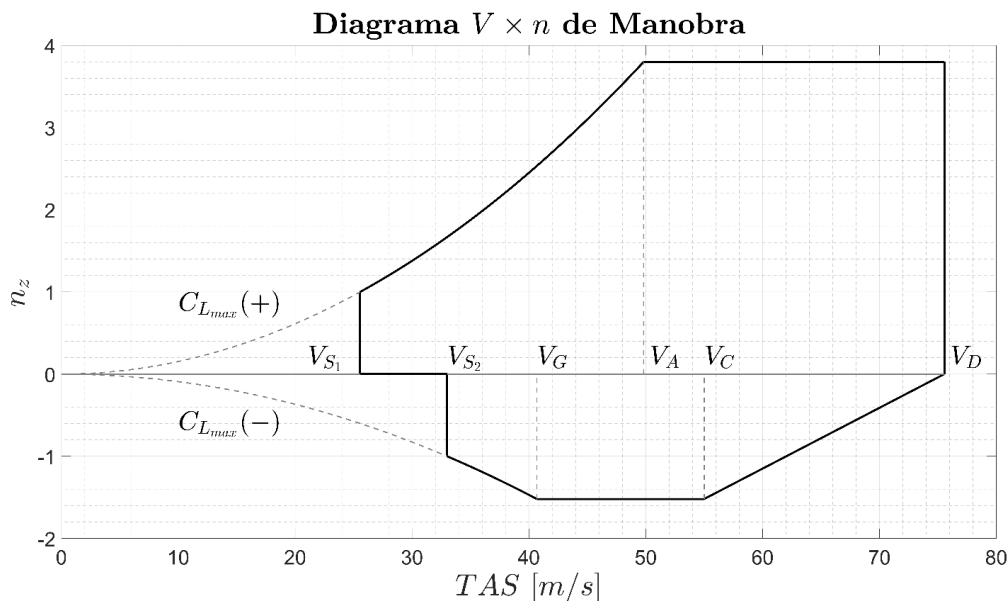
Fonte: (INDÚSTRIA AERONÁUTICA NEIVA LTDA, 2023).

e) Diagrama $V \times n$ de manobras.

Para a elaboração do diagrama $V \times n$ de manobras do EMB 202, foi considerada a categoria de certificação Normal (ANAC, 2023), e a Norma 14 CFR Part 23 (FAA, 2016), da seção 333 a 345. As informações necessárias foram coletadas do TCDS (ANAC, 2023) e do Manual de Serviço (EJ ESCOLA DE AERONÁUTICA CIVIL, 2010).

A Figura 2 apresenta o Diagrama $V \times n$ da aeronave EMB 202, denotando: V_{S1} a velocidade de estol com flaps recolhidos e ângulos de ataque positivos; V_{S2} a velocidade de estol com flaps recolhidos e ângulos de ataque negativos; V_G a velocidade de manobra com ângulo de ataque negativo; V_C a velocidade de cruzeiro; V_D a velocidade de mergulho; e V_A a Velocidade de manobra com ângulo de ataque positivo.

Figura 2 - Diagrama $V \times n$ de manobra.



Fonte: (Autor, 2024).

4.2 Estimativa dos coeficientes aerodinâmicos

Para estimação dos coeficientes aerodinâmicos foi necessária a extensa utilização do AutoCAD® (AUTODESK, 2024), para realizar medições no corpo da aeronave, e diversos ábacos experimentais disponíveis no livro *Dynamics of Flight Stability and Control* (ETKIN, 1996) e nas notas de aula do Professor Décio Coelho Pullin (PULLIN, 1976). Além disso, para alguns coeficientes foi necessária a utilização do software XFLR5 (XFLR5, 2023), para realizar simulações. A Tabela 4 reúne os coeficientes calculados.

Tabela 4 - Coeficientes aerodinâmicos calculados.

Símbolo	Resultado	Descrição
a	4,925 rad ⁻¹	Inclinação da curva de sustentação do conjunto asa fuselagem
h_0	21,3%	Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa fuselagem
C_{m_0}	-0,0044	Coeficiente de momento para sustentação nula no conjunto asa fuselagem
l'_{Tmin}	3,924 m	Distância mínima entre o CG e o CA da EH
l'_{Tmax}	4,027 m	Distância máxima entre o CG e o CA da EH
\bar{V}	0,3739	Volume de cauda horizontal
i_T	-11,895°	Ângulo de incidência da EH
a_1	3,4389 rad ⁻¹	Inclinação da curva de sustentação da EH corrigida
a_2	2,0562 rad ⁻¹	Varição da sustentação da EH com o ângulo de deflexão do profundor
b_1	-0,0862 rad ⁻¹	Varição corrigida do coeficiente de momentos da articulação com o ângulo de ataque
b_2	-0,1361 rad ⁻¹	Varição do coeficiente de momento da articulação com a deflexão do profundor
\bar{a}_1	2,1363 rad ⁻¹	Parâmetro calculado para simplificação das equações
$\left. \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right _0$	0,4227	Coeficiente de <i>downwash</i> da asa
ϵ_α	0,5773	Notação para $1 - \left. \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right _0$
μ_M	16,1712	Densidade longitudinal máxima
μ_m	15,7576	Densidade longitudinal mínima
I_{yy}	3089 kg m ²	Momento de inércia em torno do eixo <i>y do corpo</i>

Fonte: (Autor, 2024).

4.3 Análise da estabilidade e controle longitudinais

As equações literais expostas a seguir foram obtidas substituindo os valores dos coeficientes expostos na Tabela 4 em suas respectivas equações originais.

Pontos neutros, de manobra e críticos

A Tabela 5 reúne os pontos neutros, de manobra e críticos precisos. Optou-se por representar os pontos críticos nessa seção para facilitar a visualização.

Tabela 5 - Resultados dos pontos ao longo da corda.

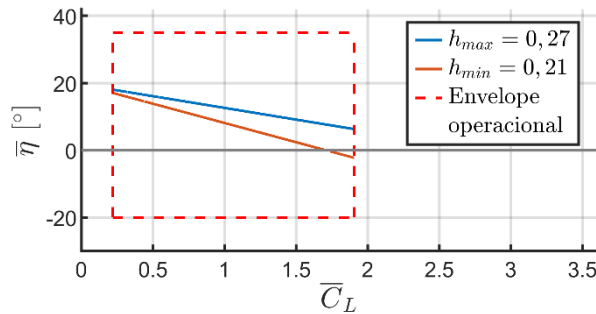
Posição mais dianteira do CG	$h_{min} = 0,21$
Posição mais traseira do CG	$h_{max} = 0,27$
Ponto crítico manche livre	$h'_c = 0,30$
Ponto neutro manche livre	$h'_n = 0,31$
Ponto de manobra manche livre	$h'_m = 0,33$
Ponto crítico manche fixo	$h_c = 0,35$
Ponto neutro manche fixo	$h_n = 0,36$
Ponto de manobra manche fixo	$h_m = 0,40$

Fonte: (Autor, 2024).

Deflexão do Profundor para equilíbrio em voo reto nivelado

A Figura 3 apresenta graficamente os resultados obtidos para $\bar{\eta}$ conforme a Equação (5), cujos valores para facilitar a visualização estão indicados em graus.

Figura 3 - Gráfico $\bar{\eta} \times \bar{C}_L$ com deflexão nula do compensador.

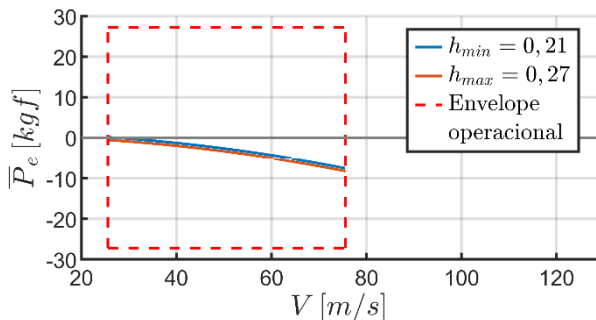


Fonte: (Autor, 2024)

Força no Manche para equilíbrio em voo reto nivelado

A Figura 4 traz o gráfico com os resultados de \bar{P}_e obtidos da Equação (6). Os resultados de \bar{P}_e foram apresentados com a unidade kgf para facilitar a interpretação.

Figura 4 - Gráfico $\bar{P}_e \times V$ com deflexão nula do compensador.



Fonte: (Autor, 2024)

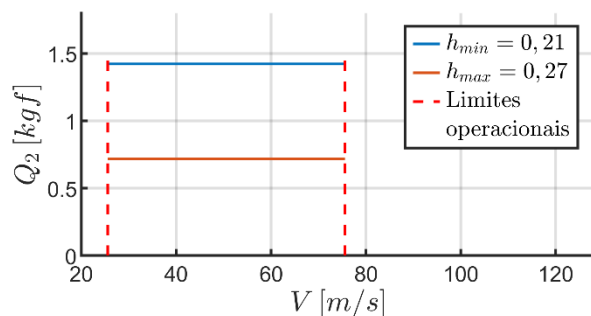
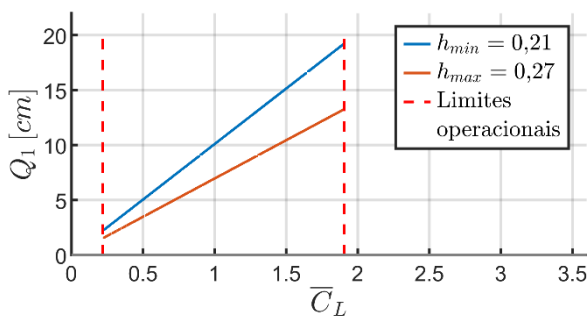
Movimento do Manche por g e Força no Manche por g

Os gráficos obtidos para Q_1 e para Q_2 estão apresentados na Figura 5.

Figura 5 - Gráficos de movimento e força no manche por g.

a) Gráfico de $Q_1 \times \bar{C}_L$.

b) Gráfico de $Q_2 \times V$.



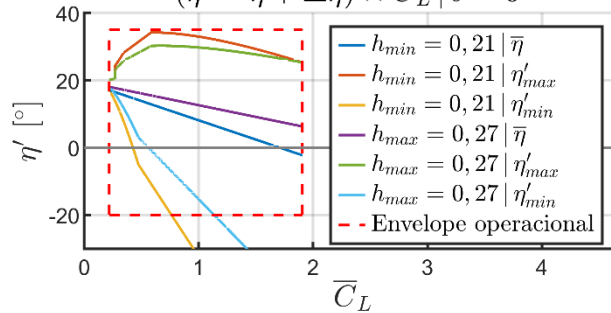
Fonte: (Autor, 2024).

Incrementos máximo e mínimo do ângulo de deflexão do Profundor durante a manobra para equilíbrio

Na Figura 6 encontram-se os resultados oriundos da Equação (9) para $\eta' = \bar{\eta} + \Delta\bar{\eta}$, novamente expressos em graus.

Figura 6 - Curvas de incremento de deflexão do profundor para realização de manobra longitudinal.

$$(\eta' = \bar{\eta} + \Delta\bar{\eta}) \times \bar{C}_L \mid \delta = 0^\circ$$



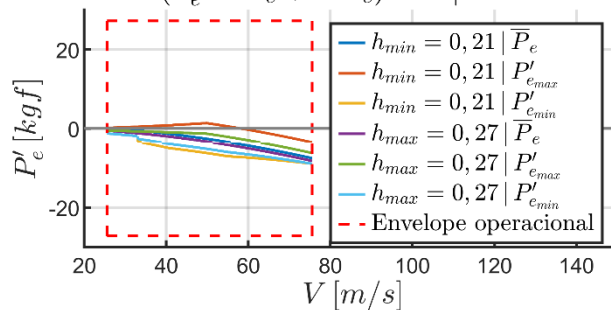
Fonte: (Autor, 2024).

Incrementos máximo e mínimo da Força durante a manobra em função da velocidade

As curvas obtidas da Equação (10) para $P'_e = \bar{P}_e + \Delta\bar{P}_e$ encontram-se na Figura 7, cujos resultados estão expressos em kgf.

Figura 7 - Curvas do incremento de força no manche para realização de manobra longitudinal.

$$(P'_e = \bar{P}_e + \Delta\bar{P}_e) \times V \mid \delta = 0^\circ$$

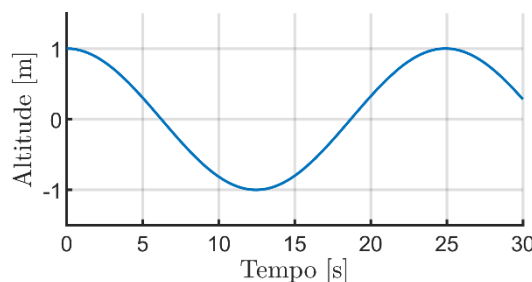


Fonte: (Autor, 2024).

4.4 Análise da dinâmica longitudinal
Caracterização do movimento fugóide

Os resultados obtidos da Equação (12) estão expostos na Figura 8.

Figura 8 - Movimento fugóide.

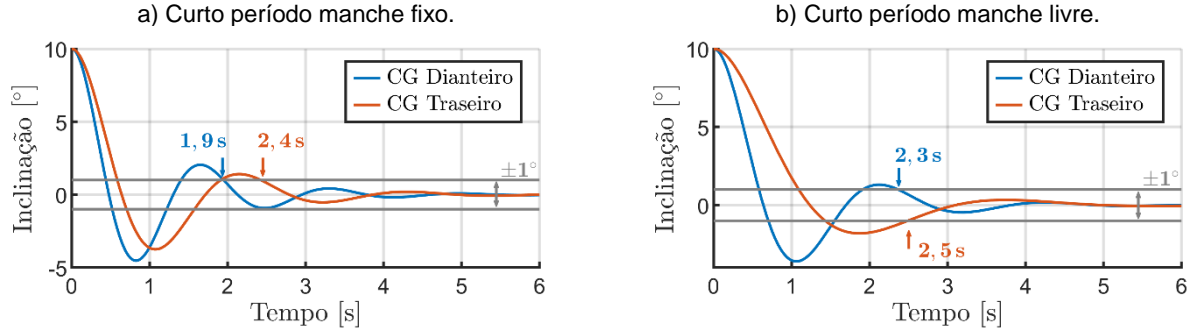


Fonte: (Autor, 2024).

Caracterização do movimento curto período

As Figuras 9a e 9b apresentam os movimentos curto período manche fixo e manche livre, respectivamente, para as configurações de CG dianteiro e traseiro.

Figura 9 - Movimentos curto período manche fixo e manche livre.



As setas verticais indicam os tempos de acomodação de cada movimento.

5 ANÁLISE DOS RESULTADOS

Os resultados obtidos para a aeronave EMB 202 Ipanema foram em sua totalidade condizentes com o esperado. Ambas as margens de estabilidade encontradas foram positivas, indicando estabilidade estática manche fixo e manche livre. As curvas de deflexão do profundor (Figura 3) e de força no manche (Figura 4) ficaram dentro dos respectivos envelopes de voo sem a necessidade de atuação do compensador. Apenas as curvas de η'_{min} (Figura 6) romperam o envelope de voo para as duas posições do CG. Entretanto, vale ressaltar que manobras nessa região ($V \sim 40$ m/s) com ângulo de ataque negativo são naturalmente evitadas. As análises dinâmicas também revelaram resultados condizentes com o esperado, indicando comportamento subamortecido.

CONSIDERAÇÕES FINAIS

O desenvolvimento de uma atividade aplicada a uma aeronave real representa uma contribuição significativa para o processo de ensino-aprendizagem dos alunos na disciplina Estabilidade e Controle do Avião, do Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da UFMG.

Integrando conhecimentos de aerodinâmica, mecânica de voo, requisitos ergonômicos e métodos computacionais, a proposta oferece uma abordagem inter e multidisciplinar. A transposição dos conceitos teóricos apresentados em sala para um caso concreto proporciona ao estudante uma experiência formativa que valoriza a conexão entre saberes abstratos e sua utilização em contextos reais.

A vivência descrita neste trabalho evidencia a importância de metodologias que promovam essa articulação como estratégias pedagógicas eficazes no ensino da engenharia aeroespacial. Ademais, reforça-se a necessidade contínua de avaliações que considerem não apenas o domínio conceitual, mas também a capacidade de aplicação crítica e integrada do conhecimento ao longo da formação acadêmica.

REFERÊNCIAS

ANAC. **Especificação de Tipo No. EA-7104.** Disponível em: <https://sistemas.anac.gov.br/certificacao/Produtos/EspecificacaoOrgE.asp>. Acesso em: 04 dez. 2024.

AUTODESK. **AutoCAD.** Disponível em: <https://www.autodesk.com>. Acesso em: 03 dez. 2024.

BOYCE, William; DIPRIMA, Richard; MEADE, Douglas. **Equações Diferenciais Elementares e Problemas de Valores de Contorno.** Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos Editora Ltda. 2020.

ETKIN, Bernard; REID, Lloyd Duff. **Dynamics of Flight Stability and Control.** Nova Iorque: John Wiley & Sons, INC. 1996.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes.** 2016.

INDÚSTRIA AERONÁUTICA NEIVA LTDA. **Manual de Serviços EMB-202,** 1996. Ipanema – Manual de Serviços.

MATHWORKS. **MATLAB.** Disponível em: <https://www.mathworks.com>. Acesso em: 02 dez. 2024.

PINTO, R. L. U. de F. **Notas de Aula da Disciplina Estabilidade e Controle do Avião.** Belo Horizonte: Centro de Estudos Aeronáuticos - UFMG, 2024. Disponível em: http://150.164.32.100/utsch/estabilidade_e_controle/material/. Acesso em: 05 dez. 2024.

PULLIN, D. C. **Apostila de Aerodinâmica e Estabilidade.** Belo Horizonte: Centro de Estudos Aeronáuticos - UFMG, 1976. Disponível em: <https://pt.scribd.com/document/345168997>. Acesso em: 05 dez. 2024.

XFLR5. **Analysis of Foils and Wings Operating at Low Reynolds Numbers.** Disponível em: <https://www.xflr5.tech/xflr5.htm>. Acesso em 04 dez. 2024.

A PRATICAL STUDY OF AIRCRAFT STABILITY AND CONTROL AS A LEARNING TOOL IN AEROSPACE ENGINEERING

Abstract: *This paper presents a pedagogical approach applied to the course "Aircraft Stability and Control" in the Aerospace Engineering program at UFMG, through a practical activity focused on the analysis of static stability and longitudinal control of an operational aircraft. The methodology integrates theory and practice with the support of commercial software for mathematical and graphical analyses, based on real geometric and performance data. The experience promotes meaningful learning, autonomy, and critical thinking, standing out as an interdisciplinary and assessment-oriented strategy in engineering education.*

Keywords: *Aircraft Stability and Control, Aerospace Engineering, Integration of Theory and Practice, Engineering Education.*

