

ELABORAÇÃO E VALIDAÇÃO DE CÓDIGO COMPUTACIONAL PARA CÁLCULO DAS DERIVADAS DE ESTABILIDADE ESTÁTICAS LONGITUDINAIS DE UMA AERONAVE REGIONAL.

Marcos Rodrigo da Silva, silva.marcosrodrigo@gmail.com

Roberto da Mota Girardi, girardi@ita.br

Instituto Tecnológico de Aeronáutica

Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias

CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil

Resumo. Este trabalho tem como objetivo o estudo, implementação e validação de métodos semi-empíricos utilizados para estimar as derivadas de estabilidade estáticas longitudinais de uma aeronave regional ainda em sua fase de anteprojeto. Estas derivadas são importantes para se avaliar as características de estabilidade e controle de uma aeronave. Para isso, foi elaborado um código computacional, desenvolvido em linguagem Matlab, tendo como base para o cálculo das derivadas a metodologia ESDU. Nos pontos onde esta metodologia não apresentou exatidão, dois outros procedimentos de cálculo foram utilizados, desenvolvidos: (i) pelo Prof. Dr. Jan Roskam e (ii) pela NASA, relatado no NASA TND-6800. A geometria da aeronave é inserida como dados de entrada do programa/código, que calcula as derivadas considerando a contribuição de cada componente da aeronave e efeitos aerodinâmicos. Os resultados obtidos são comparados a resultados experimentais provenientes de ensaio em túnel de vento, com o objetivo de validar a metodologia.

Palavras chaves: Aerodinâmica, derivadas de estabilidade estáticas longitudinais, anteprojeto de aeronaves.

1. INTRODUÇÃO

Em termos práticos, o objetivo deste código computacional é auxiliar o engenheiro ou estudante de engenharia aeronáutica a prever as características de sustentação e momento de arfagem de um novo projeto aeronáutico. Essas características são comumente expressas nas seguintes relações:

- Coeficiente de sustentação por ângulo de ataque (curva CL x α);
- Coeficiente de momento de arfagem por coeficiente de sustentação (curva CM x CL).

1.1. Descrição matemática da curva CL x α de uma aeronave

A figura 1 trás um esboço da curva CL x α de uma aeronave. A parte linear da curva pode ser escrita de acordo com a equação (1), onde o CL_0 é o coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo da aeronave e o CL_α é a inclinação da curva CL x α da aeronave.

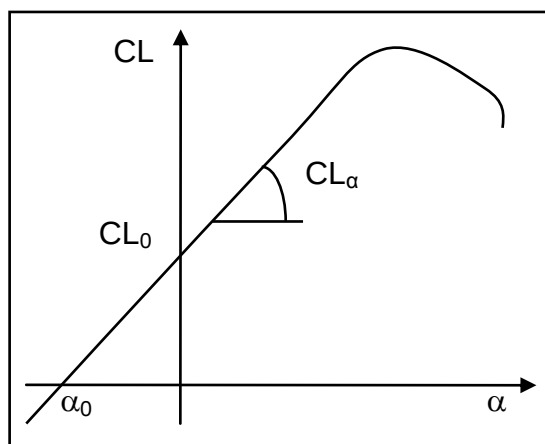


Figura 1. Curva CL x α de uma aeronave.

$$CL = CL_0 + CL_\alpha \alpha \quad (1)$$

A inclinação da curva $CL \times \alpha$ (CL_α) pode ser estimada de acordo com a equação (2). Essa expressão leva em consideração a contribuição de cada componente da aeronave para o coeficiente: (i) asa-fuselagem, (ii) empenagem horizontal, (iii) pilone e (iv) nacele. A definição e estimativa de cada parâmetro será mostrada adiante.

$$CL_\alpha = K_1 \cdot CL_{\alpha_w} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} CL_{\alpha_h} \left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}\right) + \left(K_p^* \cdot \eta_p \frac{S_p}{S_w} CL_{\alpha_p} + K_n^* \cdot \eta_n \frac{w_n \cdot l_n \cdot n}{S_w} CL_{\alpha_n} \right) \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon_{pn}}{d\alpha}\right) \quad (2)$$

O CL_0 pode ser estimado de acordo com a equação (2), onde novamente a contribuição de cada componente da aeronave para o coeficiente é levada em consideração.

$$CL_0 = K_1 \cdot CL_{\alpha_w} (i_w - \alpha_{ow}) + \eta_h \frac{S_h}{S_w} CL_{\alpha_h} (i_h - \varepsilon_{oh} - \alpha_{oh}) + K_p^* \cdot \eta_p \frac{S_p}{S_w} CL_{\alpha_p} (i_p - \varepsilon_{opn} - \alpha_{op}) + K_n^* \cdot \eta_n \frac{w_n \cdot l_n \cdot n}{S_w} CL_{\alpha_n} (\varepsilon_{opn} - \alpha_{on}) \quad (3)$$

O ângulo de ataque para sustentação nula da aeronave (α_0) pode ser estimado de acordo com a equação (4).

$$\alpha_0 = -\frac{CL_0}{CL_\alpha} \quad (4)$$

1.2. Descrição matemática da curva $CM \times CL$ e $CM \times \alpha$ de uma aeronave

O comportamento do coeficiente de momento de arfagem em relação ao CG da aeronave é muito importante para a análise da estabilidade e controlabilidade da aeronave. O centro aerodinâmico de uma aeronave também é um ponto muito interessante para o estudo do comportamento do coeficiente de momento, pois neste ponto o CM não varia com o ângulo de ataque. A equação (5) relaciona o coeficiente de momento em um ponto de referência qualquer com o centro aerodinâmico da aeronave.

$$CM_{ref} = CM_{CA} - CL(X_{CA} - X_{ref}) \quad (5)$$

A figura 2 apresenta as curvas características $CL \times \alpha$ e $CM \times CL$ que devem ser utilizadas em conjunto para a determinação dos valores de CL e do ângulo de ataque (α) da aeronave compensada longitudinalmente. Esta compensação ocorre quando $CM_{ref} = 0$ em torno do centro de gravidade da aeronave ($X_{ref} = X_{CG}$).

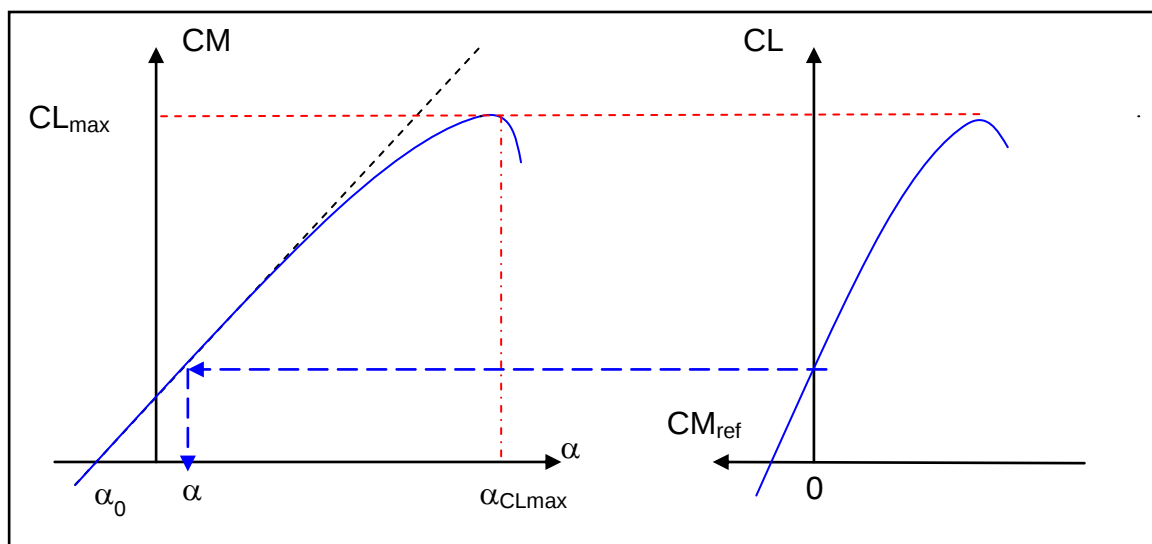


Figura 2. Utilização conjunta das curvas $CL \times \alpha$ e $CL \times CM_{ref}$ para determinação das características da aeronave compensada longitudinalmente.

A equação que relaciona o coeficiente de momento de arfagem com o coeficiente de sustentação da aeronave, considerando a contribuição de cada componente da aeronave é mostrada a seguir:

$$\begin{aligned}
 CM_{ref} = & CM_{CA_w} + CM_{CA_f} - K_1 \cdot CL_w (\bar{X}_{CA_w} - \bar{X}_{ref}) + \\
 & + \eta_h \frac{S_h}{S_w} \frac{c_h}{c_{ref}} CM_{CA_h} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} CL_h (\bar{X}_{CA_h} - \bar{X}_{ref}) + \\
 & + \eta_p \frac{S_p}{S_w} \frac{c_p}{c_{ref}} CM_{CA_p} - K_p^* \cdot \eta_p \frac{S_p}{S_w} CL_p (\bar{X}_{CA_p} - \bar{X}_{ref}) + \\
 & + \eta_n \frac{S_n}{S_w} \frac{l_{nac}}{c_{ref}} CM_{CA_n} - K_n^* \cdot \eta_n \frac{S_n}{S_w} CL_n (\bar{X}_{CA_n} - \bar{X}_{ref})
 \end{aligned} \quad (6)$$

É possível determinar uma relação entre o coeficiente de momento de arfagem e o ângulo de ataque da aeronave, que é muito útil para a determinação da posição do centro aerodinâmico da aeronave (CA) e o coeficiente de momento em relação a este ponto. A equação (7) descreve esta relação:

$$CM_{ref} = CM_o + CM_\alpha \quad (7)$$

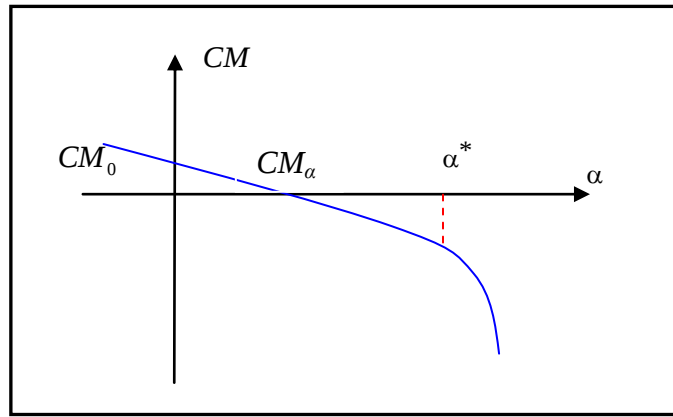


Figura 3. Curva CM x α de uma aeronave.

O CM_o e o CM_α são estimados de acordo com as equações abaixo:

$$CM_o = CM_{CA} - CL_o (\bar{X}_{CA} - \bar{X}_{ref}) \quad (8)$$

$$CM_\alpha = -CL_\alpha (\bar{X}_{CA} - \bar{X}_{ref}) \quad (9)$$

O coeficiente de momento de arfagem da aeronave no centro aerodinâmico (CM_{CA}) é calculado através da expressão:

$$\begin{aligned}
 CM_{CA} = & CM_{CA_w} + CM_{CA_f} - K_1 \cdot CL_{\alpha_w} (i_w - \alpha_{ow}) \cdot (\bar{X}_{CA_w} - \bar{X}_{CA}) + \\
 & + \eta_h \frac{S_h}{S_w} \frac{c_h}{c_{ref}} CM_{CA_h} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} CL_{\alpha_h} \cdot (i_h - \varepsilon_{oh} - \alpha_{oh}) \cdot (\bar{X}_{CA_h} - \bar{X}_{CA}) + \\
 & + \eta_p \frac{S_p}{S_w} \frac{c_p}{c_{ref}} CM_{CA_p} - K_p^* \cdot \eta_p \frac{S_p}{S_w} CL_{\alpha_p} \cdot (i_p - \varepsilon_{opn} - \alpha_{op}) \cdot (\bar{X}_{CA_p} - \bar{X}_{CA}) + \\
 & + \eta_n \frac{S_n}{S_w} \frac{l_{nac}}{c_{ref}} CM_{CA_n} - K_n^* \cdot \eta_n \frac{S_n}{S_w} CL_{\alpha_n} \cdot (\varepsilon_{opn} - \alpha_{on}) \cdot (\bar{X}_{CA_n} - \bar{X}_{CA})
 \end{aligned} \quad (10)$$

A posição horizontal do centro aerodinâmico da aeronave ($\bar{X}_{CA}$), dado em fração da corda média aerodinâmica da asa, utilizando o próprio conceito da definição de CA, fazendo-se $CM_\alpha = 0$ e $X_{ref} = X_{CG}$ e é dado através da equação (11).

$$\begin{aligned} \bar{X}_{CA} = K_1 \cdot \left(\frac{CL_{\alpha w}}{CL_{\alpha}} \right) \bar{X}_{CA_w} + \eta_h \frac{S_h}{S} \left(\frac{CL_{\alpha h}}{CL_{\alpha}} \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right) \bar{X}_{CA_h} + \\ + K_p^* \cdot \eta_p \frac{S_p}{S_w} \cdot \left(\frac{CL_{\alpha p}}{CL_{\alpha}} \right) \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon_{pn}}{d\alpha} \right) \cdot \bar{X}_{CA_p} + K_n^* \cdot \eta_n \frac{S_n}{S_w} \cdot \left(\frac{CL_{\alpha n}}{CL_{\alpha}} \right) \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon_{pn}}{d\alpha} \right) \cdot \bar{X}_{CA_n} \end{aligned} \quad (11)$$

2. METODOLOGIA DE CÁLCULO

2.1. Estimativa da curva CL x α de uma aeronave

2.1.1. Inclinação da curva CL x α de uma aeronave (CL_{α}). Estimativa dos parâmetros da equação (2).

O parâmetro K_1 considera a interferência no escoamento gerado pela junção asa e a fuselagem, assim como a pequena parcela de sustentação gerada pela fuselagem. Ele pode ser estimado de acordo com a equação (12), retirada do ESDU 89042, equação (2.1), e está definido abaixo:

$$K_1 = \left(1 + 2,15 \cdot \frac{w}{b} \right) \cdot \frac{S_{wexp}}{S_w} + \frac{\pi \cdot w^2}{2 \cdot CL_{\alpha w} \cdot S_w} \quad (12)$$

Onde w é a largura máxima da fuselagem, b é a envergadura da asa, S_{wexp} é a área da asa exposta, S_w a área da asa de referência, e $CL_{\alpha w}$ a inclinação da curva CL x α da asa.

O $CL_{\alpha w}$ pode ser estimado de acordo com a metodologia descrita no ESDU 70011. A referência apresenta dados em forma de ábaco onde o parâmetro de inclinação da curva CL x α da superfície de sustentação $[(1/A) \cdot CL_{\alpha}]$ é plotado contra $[\beta A]$ e $[A \tan(\Lambda_{1/2})]$ para valores de afilamento (λ) de $\lambda = 0$, $\lambda = 0,125$, $\lambda = 0,25$, $\lambda = 0,5$ e $\lambda = 1$. O parâmetro de compressibilidade (β) é definido por $\beta = \sqrt{1 - Mach^2}$, A é o alongamento da asa e $\Lambda_{1/2}$ o enflechamento em 1/2 da corda da superfície de sustentação.

O parâmetro η_h relaciona a pressão dinâmica do escoamento que passa pela empenagem horizontal (q_h) com a pressão dinâmica do escoamento que passa pela asa (q). O ESDU 89029 sugere um parâmetro de eficiência da empenagem horizontal (E_T) que além de abordar a questão da diferença de pressão dinâmica, avalia o efeito da camada limite do corpo onde a empenagem está instalada e a interferência do corpo na distribuição de sustentação da empenagem. Para aeronaves com cauda convencional, este parâmetro é função da razão entre a largura do cone de cauda e a envergadura da empenagem horizontal, alongamento da empenagem e $CL_{\alpha h}$. Para aeronaves com cauda em cruz ou em T, o parâmetro é função da altura da empenagem horizontal e distância do quarto da corda média aerodinâmica da asa. Efeitos de Mach são considerados para ambas as configurações.

O parâmetro S_h é a área da empenagem horizontal, e a inclinação da curva CL x α para a empenagem horizontal considerada como elemento isolado ($CL_{\alpha h}$), pode ser estimada da mesma forma que o $CL_{\alpha w}$.

O efeito do downwash na empenagem horizontal é estimado através da metodologia descrita no ESDU 80020. O ângulo de downwash na empenagem horizontal (ε_h) pode ser dado pela seguinte expressão:

$$\varepsilon_h = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} (\alpha - \alpha_0) \quad (13)$$

Onde ε_0 é o valor de ε_h para coeficiente de sustentação nulo, isto é quando $\alpha = \alpha_0$, e $\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}$ é a variação do ângulo de downwash com o ângulo da aeronave (gradiente de downwash). O parâmetro ε_0 é função da localização da empenagem horizontal, geometria da fuselagem, torção da asa, incidência da asa na fuselagem e projeto da junção asa-fuselagem, além do número de Reynolds. A metodologia do ESDU 80020 afirma que o parâmetro que mais influência o ε_{oh} é a altura da empenagem horizontal acima da linha de centro da fuselagem e uma metodologia baseada unicamente neste parâmetro é apresentada, assumindo que existe uma imprecisão de $\pm 1^\circ$ na estimativa.

Para a estimativa do $\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}$, assume-se uma variação no gradiente de downwash para a altura da empenagem horizontal (ζ_T), descrita na equação (14) abaixo:

$$\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} = \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)_0 - |\zeta_T| \cdot \left| \frac{d}{d\zeta_T} \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right) \right| \quad (14)$$

Onde $\left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)_0$ é o gradiente de downwash para $\zeta_T = 0$ e é função da interferência da fuselagem, $CL_{w\alpha}$, alongamento, enflechamento e afilamento da asa, distância da empenagem ao quarto da corda média aerodinâmica da asa, além da distância da empenagem a linha de centro do vortex no intuito de se estimar um ângulo de downwash médio na empenagem horizontal para altura da empenagem igual a zero. A variação do gradiente de downwash com a altura da empenagem horizontal $\frac{d}{d\zeta_T} \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)$ é estimada a partir do $\left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)_0$, $CL_{w\alpha}$ e ângulo de downwash médio na empenagem horizontal. A figura 3 ilustra graficamente as equações (13) e (14).

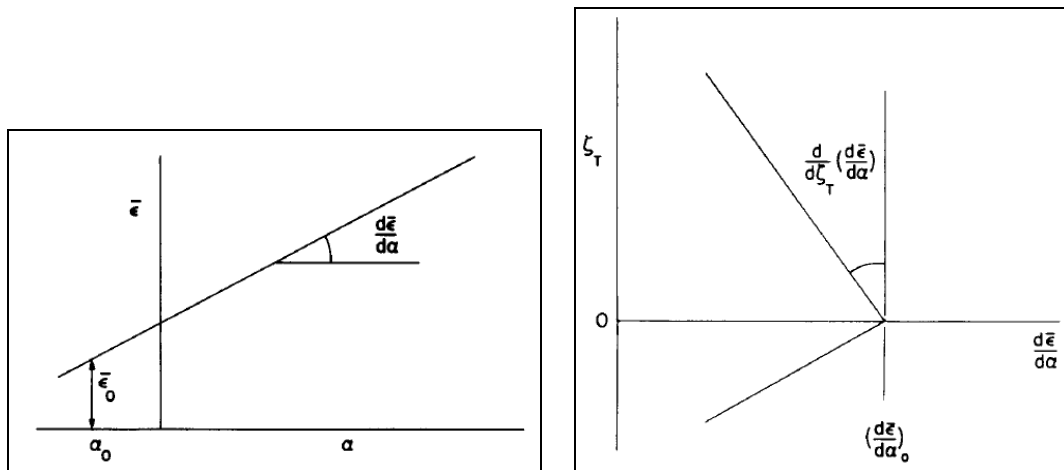


Figura 3. Estimativa do ângulo de downwash na empenagem horizontal.

O parâmetro K_p considera a interferência da fuselagem no pilone. Este parâmetro, porém, somente é válido para aeronaves com motor montado em pilones atrás na fuselagem. Devido a isto, o parâmetro aparece com um asterisco (*) nas equações acima. A equação (15) faz a estimativa desta interferência e a metodologia de cálculo foi obtida no departamento de anteprojeto da Embraer.

$$K_p = \left(1 + \frac{wb_p}{b_p} \right)^2 \quad (15)$$

Onde wb_p é a largura da seção da fuselagem definida pelo plano do bordo de ataque do pilone e b_p é a envergadura do pilone.

Devido a baixa sustentação gerada pelo pilone e nacele e devido a falta de uma metodologia para uma estimativa preliminar, tanto o parâmetro η_p quanto η_n foram desconsiderados nesta análise. O parâmetro S_p é a área de referência do pilone. A inclinação da curva $CL \times \alpha$ do pilone $CL_{\alpha p}$, para aeronaves com motor montado em pilones atrás na fuselagem, pode ser estimada da mesma forma que o $CL_{\alpha w}$. Para aeronaves com motor montado em cima da asa, o parâmetro $CL_{\alpha p}$ foi desconsiderado na análise.

Analogamente ao que acontece com o pilone, o parâmetro K_n considera a interferência da fuselagem na nacele e também somente é válido para aeronaves com motor montado em pilones atrás na fuselagem. Devido a isto, também aparecem com um asterisco (*) nas equações acima. A equação (16) faz a estimativa desta interferência e a metodologia de cálculo também foi obtida no departamento de anteprojeto da Embraer.

$$K_n = \left(1 + 0,5 \cdot \frac{wb_n}{y_n} \right)^2 \quad (16)$$

Onde wb_n é a largura da seção da fuselagem definida pelo plano de tomada de ar da nacele e y_n a posição lateral da nacele.

O parâmetro w_n é a largura da nacele, l_n o comprimento da nacele, e n é o número de motores da aeronave.

A inclinação da curva CL x α da nacele considerada como elemento isolado (CL_{an}) foi estimada com base na metodologia descrita no ESDU 78013, onde o parâmetro é função da razão entre a largura e o comprimento da nacele.

O gradiente de downwash para a combinação pilone-nacele $\frac{d\varepsilon_{pn}}{d\alpha}$ foi estimado de acordo com a metodologia descrita no ESDU 78013 e é dado pela equação:

$$\frac{d\varepsilon_{pn}}{d\alpha} = \frac{2HCL_{w\alpha}}{\pi \cdot A_w} \quad (17)$$

Onde o parâmetro H é função do enflechamento da asa, da distância entre a entrada de ar da nacele ao quarto de corda da asa e da envergadura da semi-asa.

2.1.2. Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo da aeronave (CL_0). Estimativa dos parâmetros da equação (3).

As contribuições do pilone e nacele não foram consideradas para estimativa do CL_0 da aeronave e o terceiro e quarto termo da equação (3) foram desconsiderados. Boa parte dos parâmetros da equação (3) são os mesmos da equação (2) e somente os parâmetros que ainda não foram comentados é que serão analisados nesta seção.

O parâmetro i_w é o ângulo de incidência da asa na fuselagem. O parâmetro α_{ow} , é o ângulo de ataque da asa para coeficiente de sustentação nulo da asa e foi calculado de acordo com a metodologia descrita no ESDU 87031. Segundo a metodologia, o α_{ow} é a soma da contribuição de uma parcela devido ao arqueamento do perfil e outra devido a torção efetiva da asa.

O parâmetro i_h é o ângulo de incidência da empenagem horizontal. O parâmetro α_{oh} , é o ângulo de ataque da empenagem horizontal para coeficiente de sustentação nulo da mesma. Pode ser estimado da mesma maneira que o α_{ow} . O parâmetro ε_{oh} é o ângulo de downwash para *ângulo de ataque nulo* da aeronave e foi estimado de acordo com a equação abaixo:

$$\varepsilon_{oh} = \varepsilon_0 - \alpha_{owb} \cdot \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \quad (18)$$

2.1.3. Ângulo de ataque da aeronave para coeficiente de sustentação nulo (α_0). Estimativa dos parâmetros da equação (4).

Ao estimar-se os parâmetros das equações (2) e (3), conseqüentemente obtemos o resultado da equação (4).

2.2. Estimativa da curva CM x α de uma aeronave

2.2.1. Inclinação da curva CM x α da aeronave (CM_α). Estimativa dos parâmetros da equação (9)

Substituindo-se a equação (11) na equação (9) e considerando $\bar{X}_{ref} = \bar{X}_{CG}$, temos:

$$CM_\alpha = K_1 \cdot CL_{aw} (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{CAwf}) + \eta_h \frac{S_h}{S} CL_{ah} \left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}\right) \cdot (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{CAh}) + \\ + K_p \cdot \eta_p \frac{S_p}{S_w} \cdot CL_{ap} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon_{pn}}{d\alpha}\right) \cdot (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{CAp}) + K_n \cdot \eta_n \frac{S_n}{S_w} \cdot CL_{an} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon_{pn}}{d\alpha}\right) \cdot (\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{CA_n}) \quad (19)$$

Todos os parâmetros da equação (19) foram estimados anteriormente com exceção dos centros aerodinâmicos dos componentes considerados de maneira isolada.

O centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem $\bar{X}_{CAwf}$ é o centro aerodinâmico da asa $\bar{X}_{CAw}$ incorporado ao deslocamento provocado pela fuselagem no coeficiente ($\Delta H_N / c_{ref}$). Ele é considerado positivo quando localizado depois do bordo de ataque da corda média aerodinâmica da asa em planta, é dado em fração da corda, e é expresso pela equação (20), retirada do ESDU 76015, equação (2.1).

$$\bar{X}_{CAwf} = \bar{X}_{CAw} - \frac{\Delta H_N}{c_{ref}} \quad (20)$$

O centro aerodinâmico da asa $\bar{X}_{CAw}$ é estimado através da metodologia descrita no ESDU 70011, que apresenta ábacos onde o $\bar{X}_{CAw}$ é plotado contra $[\beta A]$ e $[\lambda]$ para valores de $[Atan(\Lambda_{1/2})]$ de 0 a 6 em degraus unitários.

O deslocamento provocado pela fuselagem no centro aerodinâmico da asa ($\Delta H_N / c_{ref}$) foi estimado com base na metodologia descrita no ESDU 76015. O termo de correção é dado pela equação (21).

$$\frac{\Delta H_N}{c_{ref}} = \frac{c_r d^2 FG}{c_{ref} CL_{\alpha w} S_w} \left[1 + 0,15 \left(\frac{h}{d} - 1 \right) \right] - (K1 + \lambda K2) \quad (21)$$

Onde c_r é a corda na raiz da asa de referência (asa exposta); d é a largura da fuselagem no bordo de ataque do c_r ; $CL_{\alpha w}$ é a inclinação da curva de sustentação da asa, discutido na seção 2.1.1; o fator F considera o efeito do comprimento da fuselagem à frente e a retaguarda da asa; o fator G considera o efeito da largura da fuselagem e é função do parâmetro β (efeito de compressibilidade), e do parâmetro d ; h é a altura da fuselagem no bordo de ataque do c_r ; o fator $K1$ considera o efeito do enflechamento da asa e é função de d/b_w , $Atan \Lambda_{1/2}$, e afilamento (λ), onde b_w é a envergadura da asa. O parâmetro $K2$ é um fator de correção do parâmetro $K1$ em função dos parâmetros βA , $Atan \Lambda$, onde Λ é o enflechamento no bordo de ataque da asa.

O centro aerodinâmico da empenagem horizontal $\bar{X}_{CAh}$, foi aproximado pelo quarto da corda média aerodinâmica da empenagem horizontal, considerada como elemento isolado.

$$\bar{X}_{CAh} = \frac{X(c/4)h}{c_{ref}} \quad (22)$$

Da mesma maneira que a empenagem horizontal, o centro aerodinâmico do pilone $\bar{X}_{CAp}$, foi aproximado pelo quarto da corda média aerodinâmica do pilone, considerado como elemento isolado

$$\bar{X}_{CAp} = \frac{X(c/4)p}{c_{ref}} \quad (23)$$

O centro aerodinâmico da nacele $\bar{X}_{CAN}$, foi aproximado por um quarto do comprimento da nacele.

$$\bar{X}_{CAN} = \frac{X(c/4)n}{c_{ref}} \quad (24)$$

2.2.2. Coeficiente de momento de arfagem da aeronave para coeficiente de sustentação nulo (CM_0). Estimativa dos parâmetros da equação (8)

Substituindo-se a equação (10) na equação (8), e considerando $\bar{X}_{ref} = \bar{X}_{CG}$, temos:

$$CM_0 = CM_{CA_w} + CM_{CA_f} - (CL_0)_{wf} \cdot (\bar{X}_{CA_w} - \bar{X}_{CG}) + \eta_h \frac{S_h}{S_w} \frac{c_h}{c_{ref}} CM_{CA_h} - (CL_0)_h \cdot (\bar{X}_{CA_h} - \bar{X}_{CG}) + \eta_p \frac{S_p}{S_w} \frac{c_p}{c_{ref}} CM_{CA_p} - (CL_0)_p \cdot (\bar{X}_{CA_p} - \bar{X}_{CG}) + \eta_n \frac{S_n}{S_w} \frac{l_{nac}}{c_{ref}} CM_{CAN} - (CL_0)_n \cdot (\bar{X}_{CAN} - \bar{X}_{CG}) \quad (25)$$

Onde os únicos parâmetros ainda não determinados nesta equação são os coeficientes de momento de arfagem no centro aerodinâmico dos componentes.

O coeficiente de momento de arfagem no centro aerodinâmico da asa CM_{CA_w} é estimado através da metodologia descrita no ESDU 87001. O CM_{CA_w} é a soma de duas contribuições. A primeira contribuição vem da integração ao longo da envergadura dos valores locais (seção) de CM_0 , modificados pelos efeitos da forma em planta da asa. A segunda contribuição, adiciona o efeito da torção, fazendo-se uma outra integração ao longo da envergadura do parâmetro $C_{LLT0} \cdot cmg / c_{ref}$, onde C_{LLT0} é o coeficiente de sustentação local devido ao efeito de torção, cmg é a corda média geométrica da asa e c_{ref} a corda média aerodinâmica da asa. O resultado dessa integração nos fornece a distribuição de sustentação ao longo da envergadura para sustentação nula da asa. Esse resultado é a combinação da torção geométrica da asa e o que a metodologia chama de “torção devido ao arqueamento”, para os casos em que a linha de arqueamento e, portanto, o ângulo de ataque local para sustentação nula, varia ao longo da envergadura.

O coeficiente de momento de arfagem da empenagem horizontal considerada como elemento isolado (CM_{CA_h}) pode ser estimado da mesma maneira que o coeficiente de momento de arfagem da asa (CM_{CA_w}), utilizando a metodologia descrita no ESDU 87001.

3. VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS

O código computacional foi validado com base no ensaio em túnel de vento de duas aeronaves: uma aeronave regional com três configurações: motor montado em pilone atrás na fuselagem, motor em baixo da asa e motor em cima da asa; e com uma aeronave de pequeno porte da aviação geral com motor montado na asa, sem pilone.

Os gráficos abaixo fazem a comparação entre os dados teóricos, estimados pelo programa, e os resultados experimentais de ensaio em túnel.

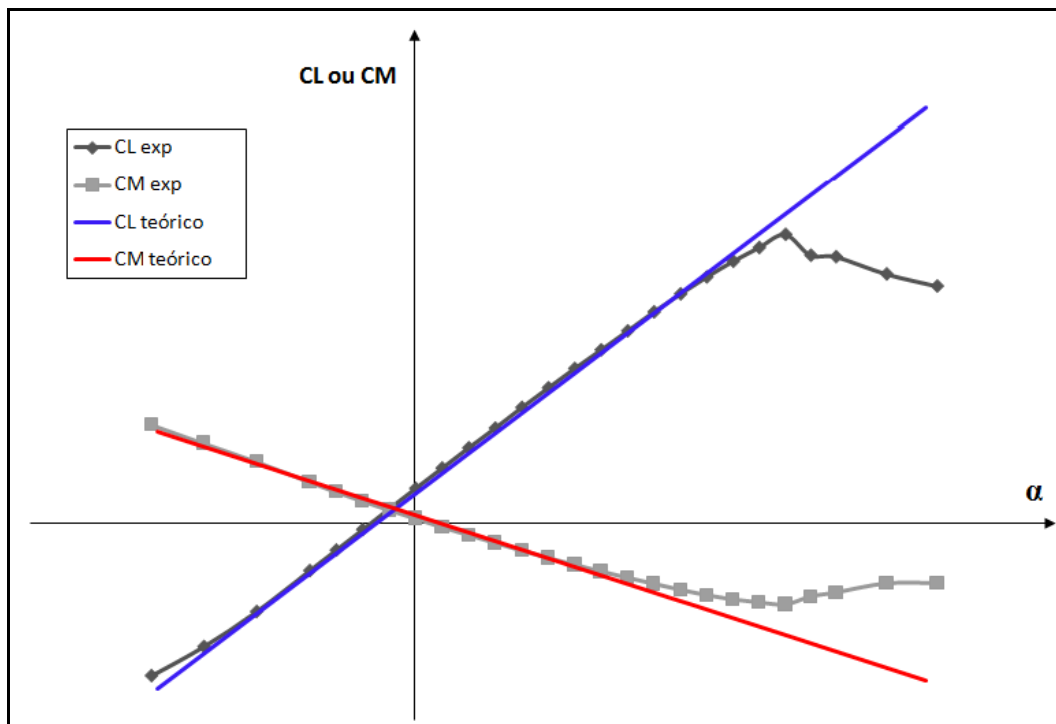


Figura 4. Curva [CL e CM] x [α] da aeronave regional configurada com motor atrás na fuselagem.

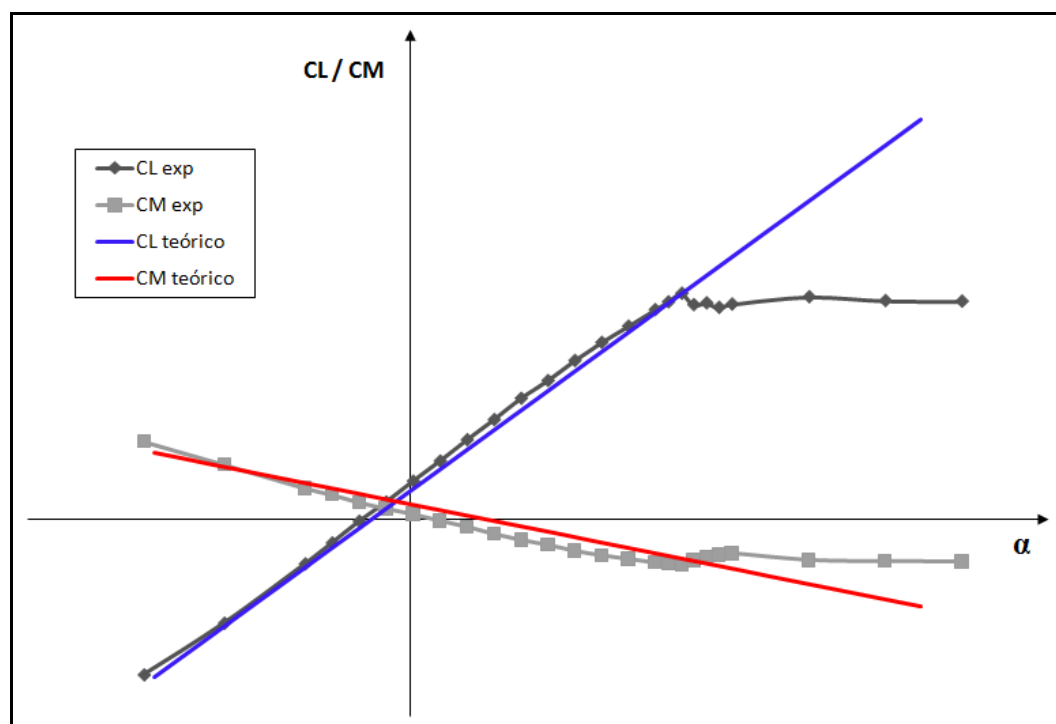


Figura 5. Curva [CL e CM] x [α] da aeronave regional configurada com motor em baixo da asa.

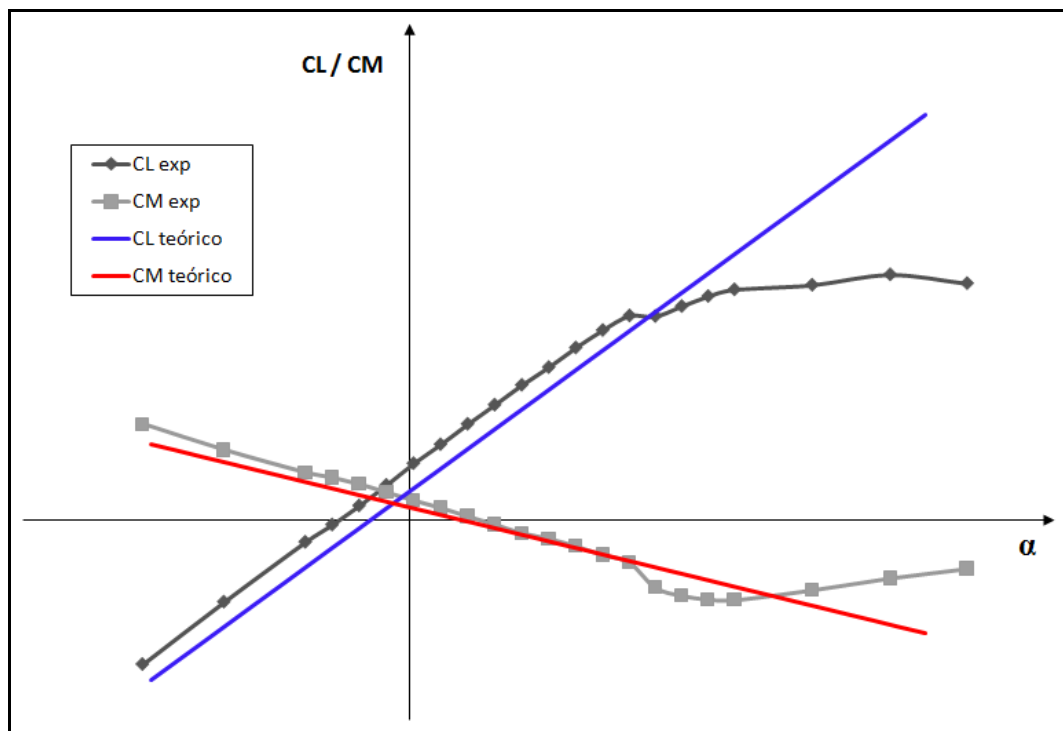


Figura 6. Curva [CL e CM] x [α] da aeronave regional configurada com motor em cima da asa.

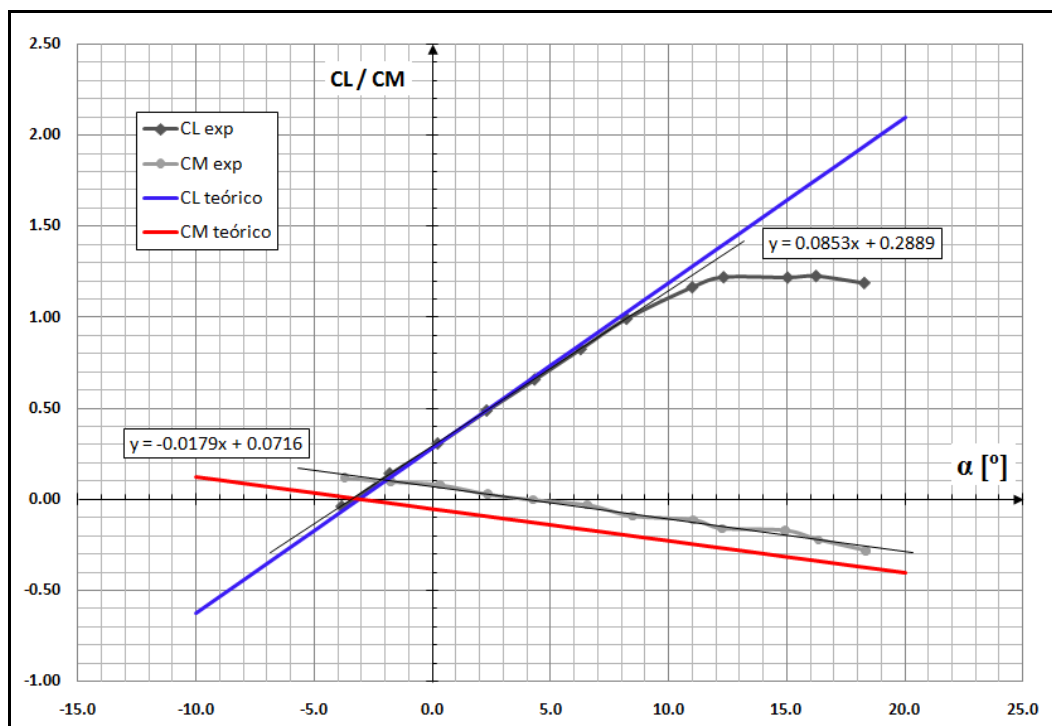


Figura 7. Curva [CL e CM] x [α] da aeronave da aviação geral.

4. CONCLUSÃO

A curva CL x α apresentou bons resultados para todas as configurações analisadas, exceto o parâmetro CL_0 para a aeronave regional com motor em cima da asa.

A curva CM x α apresentou erro em duas situações:

- Estimativa do parâmetro CM_0 da Aeronave da Aviação Geral, configuração aeronave completa.
- Estimativa da inclinação da curva (CM_α) da Aeronave Regional configurada com motor em cima da asa.

A metodologia desenvolvida para a validação das curvas no trabalho foi:

- i. Identificar os coeficientes aerodinâmicos que apresentaram erro na comparação com o resultado experimental.
- ii. Procurar nas equações parâmetros que sejam a possível causa do erro.
- iii. Melhorar a metodologia de estimativa destes parâmetros.
- iv. Validar novamente o resultado.

Por fim, baseado nos resultados apresentados, acredita-se que o código é uma ferramenta útil de engenharia, que apresenta um grau de precisão razoável, principalmente para análises preliminares, já que o código foi fruto de um estudo profundo de metodologias e comparações detalhadas com resultados experimentais.

5. REFERÊNCIAS

- ESDU 70011 – Lift-Curve Slope and aerodynamic centre position of wings in inviscid subsonic flow, 1970.
ESDU 76003 – Geometrical properties of cranked and straight tapered wing planforms, 1976.
ESDU 76015 – Aerodynamic centre of wing-fuselage combinations, 1976.
ESDU 77012 – Aerodynamic centre of wing-fuselage-nacelle combinations: effect of wing-pylon mounted nacelles, 1977.
ESDU 78013 – Aerodynamic centre of wing-fuselage-nacelle combinations: effect of rear-fuselage pylon-mounted nacelles, 1978.
ESDU 80020 – Average downwash at the tailplane at low angles of attack and subsonic speeds, 1981.
ESDU 87001 – Wing pitching moment at zero lift at subcritical mach numbers, 1987.
ESDU 87031 – Wing angle of attack for zero lift at subcritical mach numbers, 1987.
ESDU 89029 – Installed tail plane lift-curve slope at subsonic speeds, 1989.
ESDU 89042 – Body effect on wing angle of attack and pitching moment at zero lift at low speeds, 1989.
Raymer, Daniel P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
Roskam, J. Airplane Design: Part VI, Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power characteristics. Ottawa: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1990.
Silva, Marcos Rodrigo da. Elaboração e validação de código computacional para cálculo das derivadas de estabilidade estáticas longitudinais de uma aeronave regional. 2009. Dissertação de Mestrado em Engenharia Aeronáutica – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
Torenbeek, Egbert. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Hingham, Maine: Kluwer Boston inc., 1982.
Wolowicz, Chester H.; and Yancey, Roxanah B.: Longitudinal Aerodynamic Characteristics of light, twin-engine, propeller-driven airplanes. NASA TN D-6800, 1972.
Wolowicz, Chester H.; and Yancey, Roxanah B.: Lateral-Directional Aerodynamic Characteristics of light, twin-engine, propeller-driven airplanes. NASA TN D-6946, 1972.

6. NOTA DE RESPONSABILIDADE

O autor é o único responsável pelo material incluído neste artigo.