

# ESTUDO DE ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA EM AERONAVE RÁDIO CONTROLADA PARA COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN

P. R. A. Ramos<sup>1</sup>, V.B. Violin<sup>1</sup>, A. Zaramella<sup>1</sup>, R. C. M. S. Contini<sup>1</sup>

1- Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos – “Prof. Jessen Vidal”

Avenida Cesare Mansueto Giulio Lattes, 1350 – CEP: 12247-014 – São José dos Campos - SP – Brasil

Tel.: +55 (12) 3905-2423/ +55 (12) 3905-4979

E-mail: rmpauloramos@gmail.com

**RESUMO:** A Estabilidade Longitudinal Estática é um importante parâmetro aerodinâmico para a concepção de uma aeronave. Este trabalho tem como propósito analisar a capacidade da aeronave ter comportamento estável e equilibrado sob condições adversas que provoquem perturbações ao voo, incorporando controlabilidade e segurança, satisfazendo as regras de voo e as limitações de projeto da competição Aerodesign. Os dados experimentais foram obtidos pela aplicação de equações de momento nos eixos de referência, além da localização do Centro de Gravidade, Ponto Neutro e os coeficientes da contribuição do conjunto asa, fuselagem e empenagem. Em relação a Corda Média Aerodinâmica foram encontrados o CG à 25,52%, o Ponto Neutro à 48,47% e Margem Estática medindo 0,058 m. Comprovou-se que o CG está à frente do Ponto Neutro e a Margem Estática proporciona um coeficiente angular negativo, aumentando a estabilidade estática. Concluiu-se, portanto, que a aeronave é longitudinalmente estável, assegurando a continuidade do projeto.

**PALAVRAS CHAVE:** Estabilidade, Aeronave, Rádio controlada, Aerodesign.

**ABSTRACT:** The Static Longitudinal aerodynamic stability is an important parameter for the design of an aircraft. This paper aims to analyze the capacity of the aircraft to present the stable and balanced behaviour under adverse conditions which cause disturb to flight, incorporating controllability and safety, meeting the flight rules and the design limitations of the Aerodesign competition. The experimental data were obtained by the application of momentum equations in the reference axes, as well as the Center of Gravity location and the Neutral Point and contribution coefficients of the wing, fuselage and empennage assembly. Regarding Corda Average Aerodynamics were found the CG to 25.52%, Neutral point to 48.47% and 0.058 m by measuring Static Margin. We proved that the CG is forward of Neutral Point and Static Margin provides a negative slope, increasing the static stability and concluded that the aircraft is stable and controllable stating that the project can proceed.

**KEYWORDS:** Stability, Aircraft, Radio-controlled, Aerodesign.

## 1. INTRODUÇÃO

O estudo da estabilidade em aeronaves está entre os mais importantes para a realização do projeto SAE Aerodesign [1], permitindo que a aeronave realize seu objetivo de voo com segurança, independente das condições climáticas ou turbulência. A

proposta desse estudo é garantir que a aeronave tenha estabilidade estática, ou seja, um momento restaurador que atua para retornar a aeronave a sua posição de equilíbrio após sofrer uma perturbação externa. Este trabalho apresenta uma metodologia baseada em uma série de cálculos, que através de análises detalhadas e sob restrições de projeto baseados nas normas

SAE Aerodesign, tem como objetivo garantir um dimensionamento adequado da aeronave. Aqui são apresentados pontos necessários para obtenção do centro de gravidade, parâmetros para se garantir a estabilidade longitudinal estática com a determinação do ponto neutro, margem estática e do ângulo de trimagem da aeronave.

## 2. MÉTODOS

### 2.1. Determinação da posição do centro de gravidade

Um dos principais itens que garante a estabilidade de uma aeronave é o seu centro de gravidade ou CG. É possível determinar a distância do CG pelo quociente da somatória dos momentos pela somatória das massas dos componentes. Foi utilizada a Equação (1) para a determinação do ( $\bar{x}_{cg}$ ).

$$\bar{x}_{cg} = \frac{\sum m \cdot d}{\sum m} \quad (1)$$

Onde:

$\bar{x}_{cg}$  = Distância do CG em relação ao nariz da aeronave. (m)

m – Massa (kg)

d – Distância (m)

### 2.2. Cálculo da porcentagem do CG em relação a corda média aerodinâmica.

Segundo Rodrigues [2], para que haja satisfatórias condições de estabilidade e controle, é desejável que o CG esteja localizado entre 20% a 35% da corda média aerodinâmica, obtido pela Equação (2).

$$CG\%_{cma} = \frac{\bar{x}_{CG} - x_{asa}}{CMA} \cdot 100\% \quad (2)$$

Onde:

$x_{asa}$  – Distância entre o bordo de ataque e o nariz da aeronave; (m)

CMA – Corda média aerodinâmica. (m)

$\bar{x}_{cg}$  = Distância do CG em relação ao nariz da aeronave. (m)

### 2.3. Estabilidade longitudinal estática

De acordo com Rosa [3], para que uma aeronave possua estabilidade longitudinal estática, é necessário a existência de um momento restaurador que possui tendência de trazê-la para sua posição de equilíbrio após qualquer perturbação sofrida. Normalmente são levadas em consideração três componentes para verificar se a aeronave possui os critérios dessa estabilidade. São elas: Asa, Fuselagem e Superfície horizontal da empenagem.

#### 2.3.1. Contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática

Nesse tópico foram calculados os momentos em torno do CG ( $C_{mCGW}$ ), gerado pela sustentação e arrasto além de considerar o momento ao redor do centro aerodinâmico da asa. Na Equação (3) [2], foi encontrado o valor do coeficiente do momento para um ângulo de ataque  $\alpha_{asa} = 0$ . Para a realização desse cálculo é necessário a utilização de dados obtidos na análise aerodinâmica da aeronave.

$$C_{M0w} = C_{mca} + C_{L0} \cdot \left( \frac{h_{cg}}{CMA} - \frac{h_{ac}}{CMA} \right) \quad (3)$$

Onde:

$C_{M0w}$  – Coeficiente do momento da asa em ângulo 0°;

$C_{mca}$  – Coeficiente do momento do centro aerodinâmico;

$C_{L0}$  – Coeficiente de sustentação da asa com ângulo 0°;

$h_{cg}$  – Posição do CG em relação ao bordo de ataque da asa (m);

$h_{ac}$  – Posição do centro aerodinâmico da asa (m).

Para se obter o valor do coeficiente de momento angular gerado pela asa ( $C_{Maw}$ ), é necessário a utilização do coeficiente angular

da curva  $C_l \times \alpha$  para asa finita ( $a$ ), obtido na análise aerodinâmica da asa.

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha w} = a \cdot \left( \frac{h_{cg}}{CMA} - \frac{h_{ac}}{CMA} \right) \quad (4)$$

A soma dos valores encontrados na Equação (4), multiplicado pelo ângulo  $\alpha$ , gera o momento em torno do CG, como é mostrado na Equação 5.

$$C_{mCGw} = C_{m0w} + C_{m\alpha w} \cdot \alpha \quad (5)$$

Com a série de valores encontrados utilizando a Equação (5), é possível calcular e gerar um gráfico da contribuição da Asa para a estabilidade longitudinal estática da aeronave.

### 2.3.2. Contribuição da superfície horizontal da empenagem

De maneira análoga a contribuição da asa, é realizado o estudo da contribuição da superfície horizontal para a estabilidade da aeronave [4]. Por localizar-se depois da asa, é necessário observar dois pontos importantes:

1. O vento relativo da asa e da empenagem horizontal não são do mesmo valor.
2. O efeito provocado pela condição de interferência da esteira de vórtices da asa sobre a empenagem, onde a pressão dinâmica atuante na empenagem é menor que a pressão dinâmica da asa devido à redução de velocidade no escoamento que atinge a empenagem.

As Equações (6) e (7) foram utilizadas para realizar o cálculo que mostra a contribuição da superfície horizontal da empenagem:

$$C_{M0e} = V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha e} \cdot (i_w - i_e + \varepsilon_0) \quad (6)$$

$$C_{M\alpha e} = -V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha e} \cdot \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (7)$$

Onde:

$C_{M0e}$  – Coeficiente de momento na empenagem horizontal para  $\alpha = 0^\circ$ ,  
 $V_H$  – Volume da empenagem horizontal ( $m^3$ ),  
 $\eta$  – Eficiência de cauda,  
 $C_{L\alpha e}$  – Coeficiente angular da empenagem;  
 $i_w$  – ângulo de incidência da asa ( $^\circ$ );  
 $i_e$  – ângulo de incidência da empenagem ( $^\circ$ );  
 $\varepsilon_0$  – Escoamento do ar na superfície para ângulo de ataque  $0^\circ$ .  
 $C_{M\alpha e}$  – Coeficiente do momento angular da empenagem.

Com os valores obtidos nas Equações (6) e (7), é possível realizar o cálculo do coeficiente de momento ao redor do CG gerado pela empenagem horizontal na Equação (8).

$$C_{MCGe} = C_{M0e} + C_{M\alpha e} \cdot \alpha \quad (8)$$

Com o resultado de  $C_{MCGe}$  obtido na Equação (8), obtém-se a curva de coeficientes de momento em função do ângulo de ataque. (Figura 2.  $C_{MCGe} \times \alpha$ )

### 2.3.3. Contribuição da fuselagem pelo estudo de multhopp

Segundo Rosa [3], considera-se a influência do escoamento induzido ao longo da fuselagem com diversos modelos de seção transversal. Sendo  $\Delta x$  o comprimento de cada seção, tem-se a Equação 9 onde calcula-se o coeficiente de momento gerado pela fuselagem para ângulo  $0^\circ$  ( $C_{M0f}$ ).

$$C_{M0f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 \cdot S_w \cdot CMA} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} W_f^2 \cdot (\alpha_{0w} + i_f) \cdot \Delta x \quad (9)$$

Onde:

$S_w$  – Área da asa.

$W_f^2$  – Largura média da fuselagem.

$(k_2 - k_1)$  – Fatores de correção entre largura e comprimento da fuselagem.

$i_f$  – Ângulo de incidência da fuselagem.

E a Equação (10) foi utilizada para calcular o coeficiente de momento angular da fuselagem ( $C_{Maf}$ ).

$$C_{Maf} = \frac{1}{36,5 \cdot S_w \cdot CMA} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} W_f^2 \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \cdot \Delta x \quad (10)$$

Onde:

$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$  – Variação do ângulo de escoamento em função do ângulo de ataque. [5]

### 2.3.4. Estabilidade Longitudinal da Aeronave completa.

Para realizar o cálculo da aeronave completa, utilizamos as equações (11), (12) e (13).

$$C_{M0\alpha} = C_{M0w} + C_{M0f} + C_{M0e} \quad (11)$$

$$C_{M\alpha\alpha} = C_{M\alpha w} + C_{M\alpha f} + C_{M\alpha e} \quad (12)$$

$$C_{MCG\alpha} = C_{M0\alpha} + C_{M\alpha\alpha} \cdot \alpha_a \quad (13)$$

Pela Figura 4.  $C_{MCG\alpha}$  x  $\alpha$  é possível analisar a estabilidade longitudinal estática da aeronave completa.

### 2.3.5. Ponto Neutro

A estabilidade longitudinal estática pode ser comprovada pela determinação do ponto neutro. Segundo Rodrigues [2], é desejável que o CG esteja à frente do ponto neutro. Utilizou-se a Equação (14) para o cálculo da porcentagem do ponto neutro ( $\bar{h}_{PN}$ ) em relação a corda média aerodinâmica.

$$\bar{h}_{PN} = \bar{h}_{ac} - \frac{C_{M\alpha f}}{C_{L\alpha w}} + \frac{V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha e}}{C_{L\alpha w}} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (14)$$

### 2.3.6. Margem Estática (ME)

É a distância entre o ponto neutro e o CG da aeronave. Quanto maior essa distância, mais estável é a aeronave. Utilizando a Equação (15) localiza-se a ME.

$$ME = \bar{h}_{PN} - \bar{h}_{CG} \quad (15)$$

### 2.3.7. Trimagem do Profundor

Para a trimagem da aeronave em qualquer ângulo de ataque  $\alpha$ , entre a velocidade de estol e velocidade máxima,

determina-se o ângulo de deflexão do profundor para definir o curso de comando na construção final da aeronave. O referencial de trimagem é a aeronave balanceada, ou seja,  $C_{mCG\alpha} = 0$ , encontrado pela aplicação da Equação (16).

$$\delta trim = \frac{C_{M0\alpha} + C_{M\alpha\alpha} \cdot \alpha}{V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha e}} \quad (16)$$

## 3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

### 3.1. Peso e Centragem

A partir dos dados das tabelas 1 e 2, a posição do centro de gravidade pode ser determinada seguindo a linha de referência, resultando como uma porcentagem da corda.

Os valores dessas tabelas foram retirados do projeto detalhado da aeronave.

**Tabela 1** – Dados para cálculo do CG

Componente	Massa (kg)	Braço (m)	Momento (kgf)
EH	0,073	1,397	0,101981
EV	0,063	1,397	0,088011
Asa	0,796	0,45	0,3582
Cone de cauda	0,085	0,9859	0,056188
Fuselagem	0,10699	0,4396	0,047033
Trem de pouso	0,05	0,517	0,02585
Bequilha	0,05	0,165	0,00825
Motor	0,723	0,0972	0,070276
Bateria	0,132	0,13	0,01716
Voltwatch	0,0043	0,22	0,000946
Receptor	0,007	0,22	0,00154
Cablagem	0,02	0,6	0,012
Combustível	0,07	0,13	0,0091
	$\Sigma$ 2,18		$\Sigma$ 0,796

**Tabela 2** - Localização do CG

$x_{asa}$	0,3 m
CMA	0,256 m
$\bar{x}_{CG}$	0,37 m
CG	25,52%

### 3.2. Contribuição da asa, superfície horizontal e fuselagem

Toda asa possui a tendência de gerar um efeito desestabilizante no eixo transversal aeronave. Com os resultados obtidos é possível observar que com ângulo  $\alpha$   $0^\circ$  a asa tende a rotacionar em sentido anti horário, e por convenção, gerando um coeficiente de momento negativo. Esse coeficiente aumenta em função do ângulo de ataque, como mostrado na figura 1.

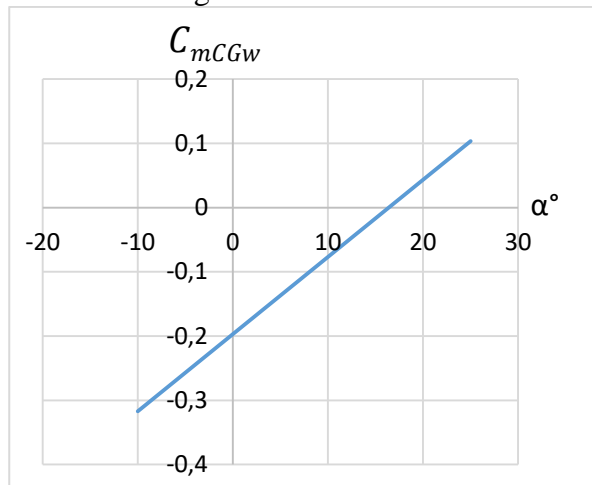


Figura 1.  $C_{mCGw} \times \alpha$

Na análise da empenagem concluiu-se que a superfície horizontal atende o objetivo de se opor aos momentos gerados pela asa.

Pode-se comprovar esta propriedade analisando os valores dos coeficientes de momento gerados pela empenagem em função do ângulo  $\alpha$  consultando a figura 2 e tabela de coeficientes.

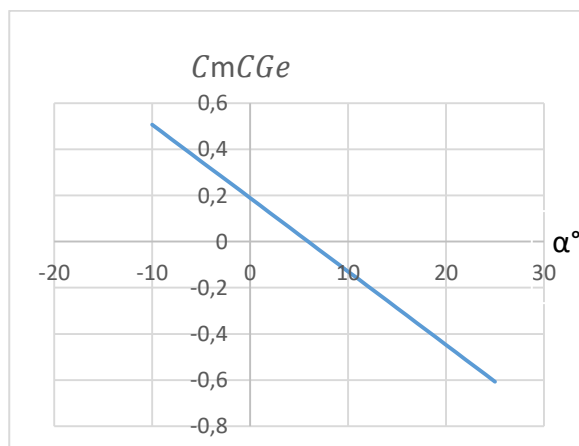


Figura 2.  $C_{mCGe} \times \alpha$

Em relação a fuselagem, é sabido que sua interferência na estabilidade longitudinal em função do ângulo de ataque  $\alpha$  é mínima. Ainda assim é prudente realizar os cálculos para comprovar que o projeto possui essa propriedade. Com os resultados obtidos foi observado que a progressão da curva dos coeficientes de momento ao redor do CG provocados pela fuselagem é muito inferior se comparado com asa e empenagem.

$$C_{M0f} = -0,00678034$$

$$C_{M\alpha f} = 0,001012628$$

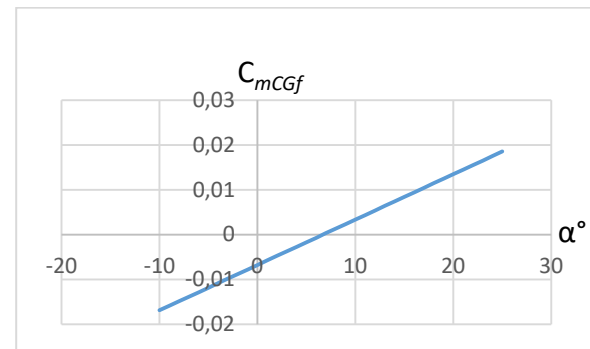


Figura 3.  $C_{mCGf} \times \alpha$

### 3.3. - Coeficientes de Momentos gerados pelas superfícies

Em uma comparação direta, ficou evidente que a contribuição da asa e da superfície horizontal apresentam os valores mais expressivos, evidenciando que a estabilidade longitudinal depende diretamente do equilíbrio dos momentos gerados por estes dois componentes.

Componente	Coeficiente	Valor obtido
Asa	$C_{M0w}$	-0,1969
	$C_{M\alpha w}$	0,012008165
Superfície Horizontal	$C_{M0e}$	0,188682461
	$C_{M\alpha e}$	-0,03181108
Fuselagem	$C_{M0f}$	-0,00678034
	$C_{M\alpha f}$	0,001012628

Tabela 3. Coeficientes de Momento



### 3.4. Aeronave completa

Após o estudo isolado dos momentos gerados pelo conjunto asa, fuselagem e empenagem, o que de fato assegura a estabilidade longitudinal é a análise da aeronave como um todo. Sendo assim foi realizado a somatória de todos os resultados, permitindo a análise comportamental da aeronave. Para existir estabilidade longitudinal estática, o gráfico dos momentos atuantes na aeronave em função do aumento do ângulo de ataque ( $\alpha$ ), deve ser decrescente. [2]

$$C_{M0\alpha} = -0,135097879$$

$$C_{M\alpha\alpha} = -0,018790285$$

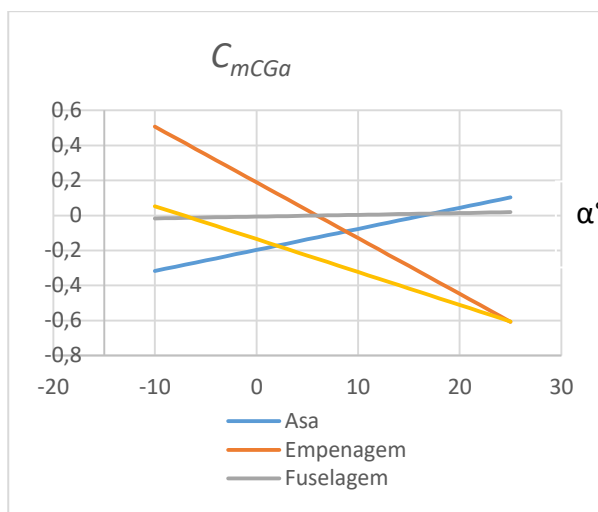
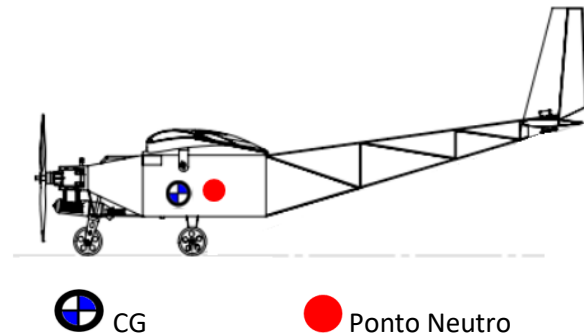


Figura 4.  $C_{mCG\alpha}$  x  $\alpha$

### 3.5. Ponto Neutro e Margem Estática

Através dos cálculos foi obtido os valores de  $\bar{h}_{pn} = 0,484719$  e  $\bar{h}_{cg} = 0,25$ . Concluiu-se que em relação a CMA, o Ponto Neutro está localizado a 48,47% e a Margem Estática representa 23% do seu comprimento.

$$ME = \bar{h}_{pn} - \bar{h}_{cg} = 23\% \text{ de CMA}$$



### 4. Conclusão

Uma aeronave deve ter a capacidade de gerar um momento restaurador oposto ao momento de ângulo de ataque, pois somente a contribuição da asa ou somente do estabilizador gera um momento divergente desestabilizante. Este estudo comprovou que a aeronave, objeto da análise, é capaz de gerar um momento convergente regenerativo ao sofrer perturbações durante o voo, uma vez que o resultado da somatória dos momentos gerados pela contribuição do conjunto asa, empenagem horizontal e fuselagem, atuantes ao redor do CG, é praticamente nula. Dessa forma é possível considerar a aeronave estável.

Em uma análise alternativa esta propriedade foi comprovada ao se localizar o CG em 25,52% da Corda Média Aerodinâmica, à frente do Ponto Neutro, localizado a 48,47% da CMA, e a medida da Margem Estática de 0,058 m, que acrescenta um coeficiente angular negativo suficiente para aumentar a estabilidade estática, apresentando tolerância ao deslocamento do CG e assegurando a controlabilidade da aeronave.

### 5. Referências bibliográficas

- [1] SAE Brasil <http://portal.saebrasil.org.br/>
- [2] Rodrigues L. E. M. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE Aerodesign: Estabilidade e Estruturas: Edição do autor (2014).
- [3] Rosa E. Introdução ao Projeto Aeronáutico. Editora UFSC (2006).



[4] RAYMER, D.P., “Aircraft Design – a conceptual approach”, Reston, EUA, 1999.

[5] PEHLIVANOGLU, M., Representation method effects on vibrational genetic algorithm in 2D airfoil design, 2009.