

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21 - 25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

ANÁLISE DA VARIAÇÃO DA POSIÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE E SUA INFLUÊNCIA NA ESTABILIDADE LONGITUDINAL DE UMA AERONAVE

Arthur Carvalho Lima Batista, arthur.batista999@gmail.com¹

Pedro Augusto Silva de Sousa, augusto.96pedro@gmail.com¹

Ana Claudia Galvão Xavier, anaclaudia@ifpi.edu.br¹

Antônio Ítalo Rodrigues Pedrosa, italopedrosa@ifpi.edu.br¹

¹Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí – IFPI, Praça da Liberdade, 1597 – Centro, Teresina, PI, 64.000-040

Resumo: Atualmente, o projeto de aeronaves busca cada vez mais estabilidade e controlabilidade, a fim de dispor uma excelente segurança e manobrabilidade. A estabilidade longitudinal estática promove essa necessidade. Nesta análise utilizou-se a relação entre a posição do centro de gravidade e a estabilidade longitudinal estática para buscar a melhor posição do centro de gravidade, em que a aeronave consiga ter estabilidade e segurança de excelente qualidade. Os resultados obtidos demonstram-se satisfatórios, podendo ser analisados para qualquer modelo de aeronave.

Palavras-chave: estabilidade, aeronave, centro de gravidade

1. INTRODUÇÃO

A estabilidade representa um dos aspectos mais complexos de um projeto aeronáutico, onde seu estudo deve satisfazer condições de equilíbrio e segurança à aeronave. A estabilidade estática de uma aeronave pode ser entendida como a tendência da aeronave voltar a sua posição de equilíbrio após uma perturbação sofrida. Uma de suas áreas críticas é a estabilidade longitudinal estática, que envolve o movimento da arfagem em torno do eixo lateral da aeronave. A existência de um momento restaurador, ou seja, que possua a tendência de retornar à posição de equilíbrio após uma perturbação, garante que a aeronave possui estabilidade longitudinal estática. Para obter-se seus valores, é necessário o estudo individual de cada componente da aeronave, nesse caso sendo estudado a asa e a superfície horizontal da empenagem. A contribuição da fuselagem será desprezada devido ao estudo ser baseado em uma aeronave de pequeno porte.

A estabilidade longitudinal estática depende diretamente do centro de gravidade da aeronave, que é onde se concentram o peso (componentes e cargas) da aeronave. É obtido dividindo o momento total da aeronave pelo seu peso e, geralmente, é calculado em função da corda da aerodinâmica da asa. Toda aeronave possui limite dianteiro e traseiro para a posição do centro de gravidade, denominado passeio do centro de gravidade.

O ponto neutro de uma aeronave indica a localização mais crítica do centro de gravidade em que a aeronave, ainda, possui controle e é obtido através de uma equação matemática. O centro de gravidade e o ponto neutro se relacionam através da margem estática, que é a diferença entre suas distâncias, deve ser sempre positiva e define quanto à estabilidade longitudinal estática influencia no equilíbrio da aeronave.

O objetivo desse artigo é demonstrar quais são os efeitos que a variação da posição do centro de gravidade em relação à margem estática e como influencia a estabilidade estática da aeronave, positivamente ou negativamente. É importante para demonstrar qual a melhor localização desse ponto, com o objetivo de dar uma melhor estabilidade e segurança para a aeronave, pois segurança é uma peça de suma importância para um projeto aeronáutico.

2. METODOLOGIA

O estudo tomou, como parâmetros, dados do protótipo de uma aeronave, projetado e construído pela Equipe Sol do Equador, vinculada ao Projeto Aerodesign do Campus Teresina Central/Instituto Federal do Piauí, que competiu na

SAE BRASIL Aerodesign, em São José dos Campos (SP), em 2015. A SAE BRASIL Aerodesign é promovida pela *Society of Automotive Engineers* (SAE BRASIL) e tem periodicidade anual. O protótipo possui envergadura de 1,94 m, área de asa de 0,54 m², corda na ponta de 0,26 m e raiz de 0,3 m. A Tabela 1 indica os dados, do protótipo, que foram utilizados na realização desse estudo.

Tabela 1. Dados do protótipo da aeronave da Equipe Sol do Equador, 2015.

DADOS	VALORES
Corda média aerodinâmica (c)	0,28 m
Coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico da asa (C _{Mac})	-0,237
Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo (C _{L0})	1,164
Coeficiente angular da curva da asa (C _{Lαw})	0,07811
Valor do centro de gravidade em relação à borda de ataque da asa (h _{cg})	0,35 m
Valor do centro aerodinâmico em relação à borda de ataque da asa (h _{ac})	0,284 m
Volume da cauda (VH)	0,63 m
Eficiência da cauda (n)	0,85 %
Ângulo de ataque induzido (ϵ_0)	6,091916354°
Coeficiente angular da curva da empenagem (C _{Lαt})	0,0663
Ar _w	6,97 m ²
I _w	2
I _i	0
d ϵ /d α	0,408796896
Centro de gravidade (C _g) com peso vazio	35,00 %
Margem estática (ME)	20,27 %

Para obtenção dos resultados, utilizou-se o editor de planilhas Microsoft Office Excel™, da Microsoft, na elaboração de planilhas eletrônicas e, como ferramenta auxiliar, na realização das simulações gráficas e de cálculos.

Inicialmente, foram criadas planilhas da estabilidade longitudinal estática da asa, do profundor e da aeronave completa. Com os dados fornecidos, foram calculados os coeficientes de momento em cada componente, em função do ângulo de ataque, e, depois, o coeficiente de momento da aeronave completa. Desses resultados, foram gerados gráficos do comportamento da aeronave.

A partir da Eq. (1), realizou-se o cálculo da estabilidade longitudinal estática da asa, definindo-se o coeficiente de momento da asa em função do ângulo de ataque (C_{M α w}). Onde C_{M α w} corresponde à influência que a asa possui sobre a estabilidade longitudinal estática da aeronave (Rodrigues, 2013).

$$C_{M\alpha w} = C_{L\alpha w} \left(\frac{h_{cg}}{c} - \frac{h_{ac}}{c} \right) \quad (1)$$

Na Equação (1), C_{L α w} é o coeficiente angular da curva da asa; h_{cg} é o valor do centro de gravidade; h_{ac} é o valor do centro aerodinâmico; e c é a corda média aerodinâmica.

Utilizando-se a Eq. (2), realizou-se o cálculo da estabilidade longitudinal estática do profundor, definindo-se o valor do coeficiente de momento do profundor em função do ângulo de ataque (C_{M α t}). Para Rodrigues (2013), C_{M α t} corresponde à influência que o profundor possui sobre a estabilidade longitudinal estática da aeronave. Na Equação (2), VH é o volume da cauda; n é a eficiência da cauda; C_{L α t} é o coeficiente angular da curva da empenagem, d ϵ é a derivada do ângulo de ataque induzido e d α a derivada do ângulo de ataque.

$$C_{M\alpha t} = -VH \times n \times C_{L\alpha t} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \quad (2)$$

Para a realização do cálculo da estabilidade longitudinal estática da aeronave completa, foi realizada a soma das duas componentes calculadas (asa e profundor) resultando na Eq. (3). Onde C_{M α a} corresponde à influência que a aeronave completa possui sobre a estabilidade longitudinal estática da aeronave (Rodrigues, 2013).

$$C_{M\alpha a} = C_{L\alpha w} \left(\frac{h_{cg}}{c} - \frac{h_{ac}}{c} \right) - VH \times n \times C_{L\alpha t} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \quad (3)$$

Em seguida, foi criada uma planilha com a relação entre o ponto neutro e a margem estática. Primeiro, calculou-se o valor do ponto neutro em função da corda média aerodinâmica, utilizando-se a Eq. (4). Com esse resultado, calculou-

se a margem estática da aeronave, adotando-se o valor de 0,35 m para centro de gravidade da aeronave com peso vazio (hcg) na Eq. (5). Onde ME corresponde a margem estática, que é a diferença entre a posição do ponto neutro e a posição do centro de gravidade, hpn é a posição do ponto neutro e hcg a posição do centro de gravidade (Rodrigues, 2013).

$$hpn = hac - \frac{CMat}{CLaw} + VH \times n \times \frac{CLat}{CLaw} \times \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (4)$$

$$ME = hpn - hcg \quad (5)$$

Finalmente, foi analisado como o centro de gravidade interage com o ponto neutro, gerando um coeficiente de momento da aeronave em função do ângulo de ataque (CM_{α}). Esse valor demonstra a influência sobre a estabilidade longitudinal estática variando o centro de gravidade de 0% a 40% e, conseqüentemente, os efeitos que cada posição ocasiona em relação à estabilidade da aeronave.

3. RESULTADOS

A partir da Eq. (4) foi calculado o valor do ponto neutro (hpn) igual a 0,55272 m ou 55,27% em relação à borda de ataque da asa, com o peso da aeronave vazia (hcg=35%), e a partir da Eq. (5) encontrou-se o valor da margem estática (ME) igual a 20,27%.

Para avaliar a estabilidade estática da aeronave, calculou-se o CM_{α} comparando as Eq. (3) e Eq. (4). Inicialmente, fixou-se o valor do ponto neutro (hpn) igual a 0,55272m em relação à borda de ataque da asa e variando o valor do centro de gravidade em relação à borda de ataque da asa (hcg).

Essa comparação mostra que quanto maior o valor do centro de gravidade maior será o CM_{α} e o gráfico cresce correspondente com o esperado. A Tabela 2 demonstra os valores do CM_{α} para diferentes valores do hcg.

Tabela 2. Variação do Coeficiente de Momento da Aeronave em função do Centro de Gravidade.

CG	ME	CM_{α}
0	55,27%	-0,02218324
0,1	45,27%	-0,01437224
0,15	40,27%	-0,01046674
0,175	37,77%	-0,00851399
0,2	35,27%	-0,00656124
0,225	32,77%	-0,00460849
0,25	30,27%	-0,00265574
0,275	27,77%	-0,00070299
0,3	25,27%	0,00124976
0,3125	24,02%	0,002226135
0,35	20,27%	0,00515526
0,4	15,27%	0,00906076

Foram analisados quatro gráficos do CM_{α} em diferentes posições do centro de gravidade: 0,15, 0,35, 0,5527 e 0,60, em relação à borda de ataque da asa.

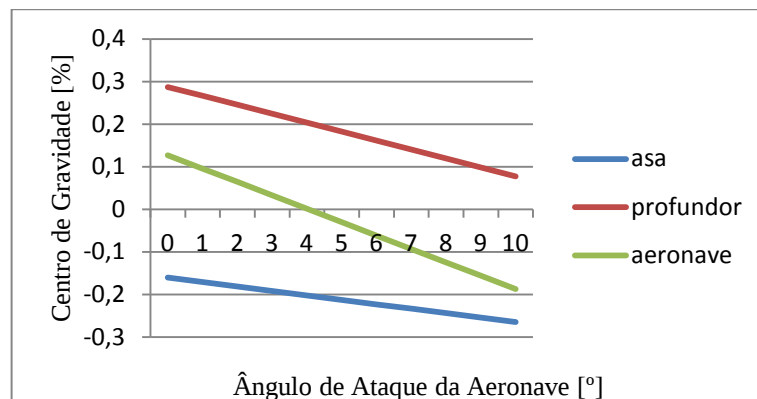


Figura 1. Estabilidade Longitudinal Estática com hcg em 0,15.

A estabilidade longitudinal estática ficou próxima ao esperado (Fig. 1), ou seja, a reta do CMaa deu negativa. Entretanto, contribui para uma estabilidade de forma negativa. Devido à aeronave está com o centro de gravidade muito frontal e próximo a asa, podendo ocasionar dificuldade na decolagem e aterrissagem.

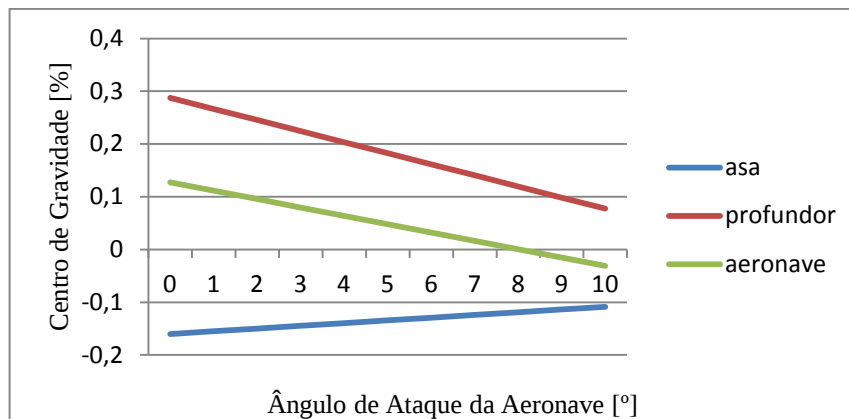


Figura 2. Estabilidade Longitudinal Estática com hcg em 0,35.

Na Figura 2, a contribuição da asa é positiva e o CMaa possui uma reta negativa e a asa contribui de forma positiva. Assim, garantindo a estabilidade longitudinal estática da aeronave, ou seja, garantindo controle e segurança. Portanto, é a melhor posição para o centro de gravidade com a aeronave vazia.

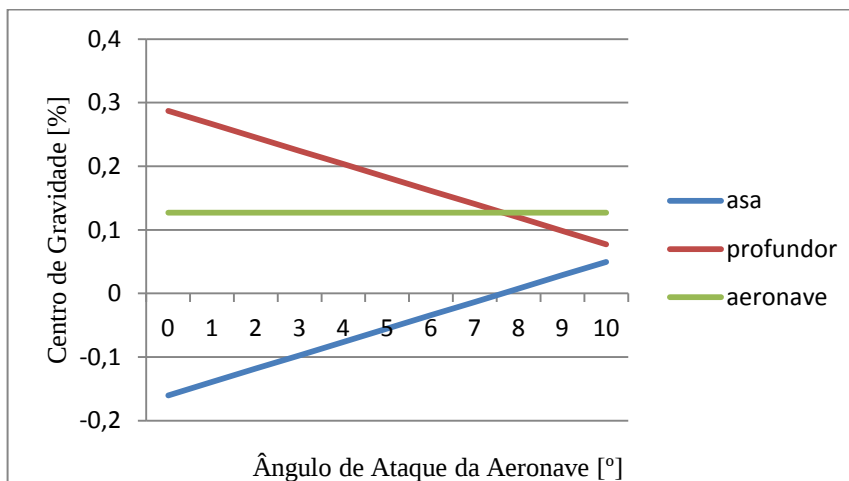


Figura 3. Estabilidade Longitudinal Estática com hcg em 0,5527.

Analisando a Fig. 3, a asa contribui de forma positiva, entretanto, como a posição 0,5527 m corresponde à mesma posição do ponto neutro (hcg = hpn) a aeronave terá uma estabilidade longitudinal estática neutra e corresponde ao ponto mais crítico, onde a aeronave possui estabilidade com controlabilidade e manobrabilidade.

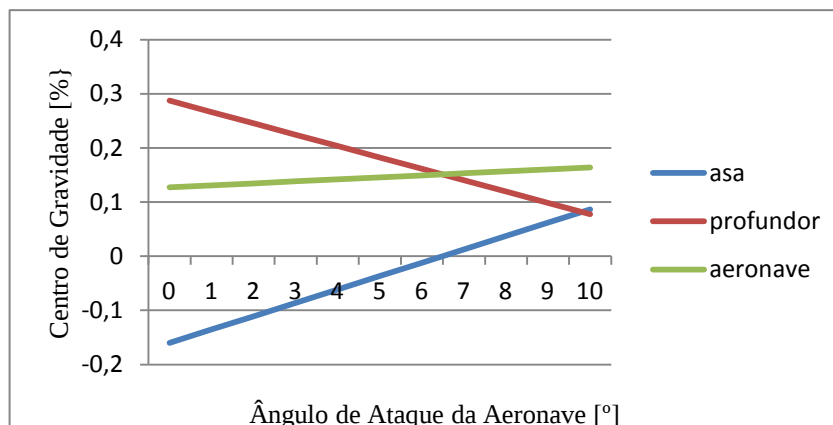


Figura 4. Estabilidade Longitudinal Estática com hcg em 0,60

Com a posição do hcg em 0,60 (Fig. 4), a asa contribui de forma positiva. Entretanto, o CM_{α} possui uma reta crescente, contribuindo negativamente para estabilidade longitudinal estática. Devido a isso, a aeronave poderá rodar prematuramente durante a decolagem.

4. CONSIDERAÇÕES FINAIS

A partir desse estudo, conclui-se que a melhor posição para o centro de gravidade (hcg) deve ser quando o coeficiente de momento da aeronave (CM_{α}) apresente-se como uma reta crescente e seu valor seja positivo, podendo variar até o ponto neutro. Os resultados demonstraram-se coerentes com o esperado e o estudo mostra onde se deve localizar o centro de gravidade com o objetivo de proporcionar manobrabilidade, segurança, controlabilidade e estabilidade, além de poder ser utilizado para o estudo da estabilidade longitudinal estática para qualquer aeronave.

5. AGRADECIMENTOS

Agradece-se ao Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí – Campus Teresina Central pelo apoio na realização da pesquisa.

6. REFERÊNCIAS

Rodrigues, L. E. M. J., 2013, “Fundamentos da Engenharia Aeronáutica”, Vol. 2, São Paulo, Brasil.

7. RESPONSABILIDADE AUTURAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

ANALYSIS OF THE VARIATION OF THE POSITION OF THE CENTER OF GRAVITY AND HIS INFLUENCE IN THE LONGITUDINAL STABILITY OF AN AIRCRAFT

Arthur Carvalho Lima Batista, arthur.batista999@gmail.com¹

Pedro Augusto Silva de Sousa, augusto.96pedro@gmail.com¹

Ana Claudia Galvão Xavier, anaclaudia@ifpi.edu.br¹

Antônio Ítalo Rodrigues Pedrosa, italopedrosa@ifpi.edu.br¹

¹Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí – IFPI, Praça da Liberdade, 1597 – Centro, Teresina, PI, 64.000-040

Abstract. *Currently, the aircraft project seeks ever more stability and controllability, in order to have an excellent safety and maneuverability. Static longitudinal stability promotes this need. In this analysis we used the relationship between the position of the center of gravity and static longitudinal stability to seek the best position of the center of gravity, the aircraft can have stability and excellent quality assurance. The results obtained demonstrated to be satisfactory and may be analyzed for any aircraft model.*

Keywords: *stability, aircraft, center of gravity*