



De 21/10/2015 a 23/10/2015



## ANÁLISE DE ESTABILIDADE E CONTROLE DE UMA AERONAVE RÁDIO-CONTROLADA DESTINADA AO TRANSPORTE DE CARGA

Leonardo Arndt da Silva, ls001714@fahor.com.br Adriano Carotenuto, carotenutoadrianor@fahor.com.br<sup>1</sup> Fabiano Casso, fabiano.cassol@uffrs.edu.br<sup>2</sup>

FAHOR - Faculdade Horizontina, Avenida dos Ipês, 565 - Horizontina/RS  
UFFRS - Universidade Federal da Fronteira Sul, Rua Jacob Reinaldo Haupenthal, 1580 – Cerro Largo/RS

### RESUMO

A estabilidade aerodinâmica é uma das principais análises no projeto de um avião, pois com ela garantiu-se que mesmo em condições inapropriadas de voo, como por exemplo em situações de turbulência, a aeronave consiga manter seu trajeto. O presente trabalho utiliza uma metodologia baseada em uma série de cálculos, que através de análises detalhadas e sob restrições de projeto, tem como objetivo garantir um dimensionamento adequado de uma aeronave radio-controlada, destinada a Competição SAE Aerodesign 2015, atendendo as condições de estabilidade estática exigidas. A partir do posicionamento adequado para o centro de gravidade, das variáveis aerodinâmicas, da revisão literária focada em restrições de estabilidade longitudinal, lateral e direcional, assim como o uso do software matemático Mathcad, foi possível a adequada aplicação e resolução das equações que possibilitaram a geração de gráficos para a leitura dos dados. Com os dados finais encontraram-se como principais resultados  $3,171^\circ$  como ângulo de trimagem, 5,13% da Corda Média Aerodinâmica como Margem Estática, 33,85% da Corda Média Aerodinâmica como distância do bordo de ataque ao Centro de Gravidade da aeronave, o que garante bons resultados de estabilidade estática.

**Palavras-chave:** Aeromodelo, estabilidade, aerodinâmica.

### ABSTRACT

Stability is one of the main analysis in an aircraft project, ensuring that even in bad condition of flight, the aircraft can keep its path, therefore this study is fundamentally important. The present article shows a methodology followed of a sequence of equations, that through of detailed analysis and under project restrictions, has the aim to ensure a correct design of a radio-controlled aircraft, destined to 2015 SAE Aerodesign Competition. according of the Static stability conditions were assumed. After a literature review, the ideal position for CG (Gravity Center) was established, the aerodynamic variables were considered as well as longitudinal, lateral and directional restrictions. The math software Mathcad was used, that made possible an adequate application and resolution of equations that provides charts for analysis. With the final data, it was found that  $3,171^\circ$  as a trimming angle, 5,13% of the Cma as static margin, 33,85% of the Cma as leading edge distance in relation to the CG, provide good stability.

**Keywords:** Model aircraft. Aerodynamics. Stability.

### NOMENCLATURA

Para melhor entendimento do equacionamento utilizado no presente trabalho, se faz necessário primeiramente a apresentação das variáveis com suas respectivas unidades. Vale ressaltar como observação que algumas variáveis se apresentam sem unidade, ou seja, são adimensionais.

*ARW* alongamento da asa;

*b* envergadura da asa (m);

*c* corda raiz (m);

*CG* centro de gravidade do avião (m);

*Clat* coeficiente de sustentação da curva *cl* vs *a* da superfície vertical da empenagem;

*CLat* coef. angular da curva *CL* versus *a* da superfície horizontal;

*CLaw* coef. angular da curva *CL* versus *a*;

$Cl\beta$  coef. de momento ao redor do eixo longitudinal variando conforme inclinação da asa;  
 $CL_{0w}$  coef. de sustentação da asa para ângulo de ataque nulo;  
 $C_{ma}$  corda média aerodinâmica (m);  
 $CM_{aa}$  coef. de momento da aeronave em função de  $\alpha$ ;  
 $CM_{acw}$  coef. de momento da asa para ângulo de ataque nulo;  
 $CM_{af}$  coef. de momento gerado pela fuselagem;  
 $CM_{0\alpha}$  coef. de momento da aeronave em ângulo de ataque nulo;  
 $C_{n\beta}$  coeficiente de momento variando em função do ângulo de derrapagem;  
 $d$  distância do componente ao centro de gravidade da aeronave (m);  
 $dF$  distância paralela ao eixo Z da corda média aerodinâmica a profundidade máxima da fuselagem (m);  
 $d\beta$  variação de ângulo de incidência do vento relativo (graus);  
 $d\varepsilon$  variação ângulo de ataque induzido (graus);  
 $d\varepsilon/d\alpha$  variação do ângulo de escoamento local em função do ângulo de ataque;  
 $d\theta$  variação do ângulo de sidewash (graus);  
 $hac$  distância do centro aerodinâmico da corda média aerodinâmica ao centro de gravidade da aeronave (m);  
 $HCA$  porcentagem da corda média aerodinâmica que a distância do centro aerodinâmico da asa ao centro de gravidade da aeronave ocupa (%);  
 $hCG$  distância do bordo de ataque da corda média aerodinâmica ao centro de gravidade (m);  
 $HCG$  porcentagem da corda média aerodinâmica que a distância do bordo de ataque da asa ao centro de gravidade da aeronave ocupa (%);  
 $HPN$  ponto neutro em porcentagem da corda média aerodinâmica (%);  
 $it$  ângulo de incidência do estabilizador horizontal (graus);  
 $iW$  ângulo de incidência da asa (graus);  
 $k$  fator de correção inicial;  
 $lf$  comprimento da fuselagem (m);  
 $LHT$  distância do centro aerodinâmico do perfil ao centro de gravidade do avião (m);  
 $ME$  margem estática (%);  
 $SHT$  área da superfície horizontal (m<sup>2</sup>);  
 $Sv$  área da superfície vertical (m<sup>2</sup>);

## INTRODUÇÃO

A análise de estabilidade e controle é uma dos pontos de grande complexidade no projeto de uma aeronave, com ela garante-se que ao sofrer uma perturbação em qualquer sentido durante o voo, a aeronave volte a sua posição original rapidamente. Para isso, um sistema de equações diferenciais é levado em conta, sendo necessário dessa forma, o uso do Software Mathcad para sua solução, o qual possibilita a resolução exata das equações propostas, além de gerar gráficos ideais para a leitura de dados.

Tendo em vista que o dimensionamento correto das superfícies de comando é de fundamental importância para a aeronave concluir seu voo com segurança segundo Kroo (2001), o presente artigo tem como objetivo dimensionar uma aeronave rádio-controlada, destinada a Competição SAE Aerodesign 2015, e com isso, encontrar uma configuração mais adequada para o projeto, a qual garanta que ela volte automaticamente para sua posição de voo, seja qual for a perturbação por ela sofrida.

Depois de concluída a análise da estabilidade estática da aeronave encontrou-se

3,171° como ângulo de trimagem, 5,127% da corda média aerodinâmica como margem estática e 33,85% da corda média aerodinâmica como distância do bordo de ataque ao CG para garantir bons resultados de estabilidade estática longitudinal. Já para estabilidade estática lateral encontrou-se uma superfície vertical da empenagem com perfil simétrico, com 0,0784m<sup>2</sup> de área a uma distância de 0,9845m em relação ao centro de gravidade da aeronave ao centro aerodinâmico do perfil e, por fim, um incremento de coeficiente de sustentação considerável para garantir a estabilidade estática direcional.

## **2 REVISÃO DE BIBLIOGRAFIA E RESTRIÇÕES DE PROJETO**

### **2.1 Restrições do regulamento**

Uma restrição de projeto para a aeronave é o limite de área superior projetada, que é de 0,9 m<sup>2</sup> (restrições SAE Aerodesign). Com isso, se faz necessário estabelecer algumas características iniciais da aeronave, como por exemplo, o tipo de cauda, o tipo de asa, a quantidade de lemes na cauda, entre outras. Essas características influenciam diretamente no tamanho das áreas de comando.

### **2.2 Restrições do projeto**

Uma característica de grande importância no início da análise de estabilidade é: o quanto a distância do bordo de ataque da asa ao centro de gravidade da aeronave ocupa da corda média aerodinâmica, pois este valor indica boas qualidades de estabilidade estática, entretanto, segundo Rodrigues (2013), a faixa de resultado deve variar de 20% a 35%.

#### **2.2.1 Volume de cauda**

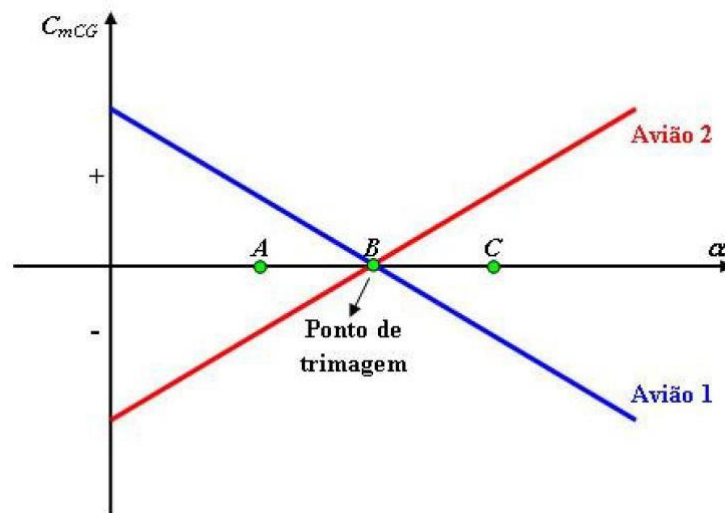
Tanto a superfície horizontal da empenagem que garante a estabilidade longitudinal, quanto à superfície vertical da empenagem que garante a estabilidade direcional, são dimensionadas em relação ao volume de cauda. Esses volumes de cauda, segundo Rodrigues (2013), estão restritos entre uma faixa de valores de  $0,35 \leq V_H \leq 0,5$  e  $0,04 \leq V_V \leq 0,06$ .

#### **2.2.2. Estabilidade longitudinal Estática**

Segundo Rodrigues (2013), para se garantir a estabilidade longitudinal estática dois critérios importantes devem ser seguidos, um deles é que o coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque deve ser obrigatoriamente negativo, e o outro diz respeito ao ângulo de trimagem que deve ser positivo.

A asa contribui com um efeito desestabilizador, assim como a fuselagem, entretanto, para contornar isso a empenagem horizontal desempenha uma função estabilizadora, e por final a aeronave completa estará estável longitudinalmente como na Figura 1. Esta figura demonstra que o avião 1 representa a aeronave estável, pois ao sofrer um deslocamento de seu ângulo de ataque, tanto para menos quanto para mais, ele estará tendendo a voltar ao ponto B.

Figura 1. Restrições de projeto para garantir a estabilidade longitudinal (RODRIGUES, 2013)

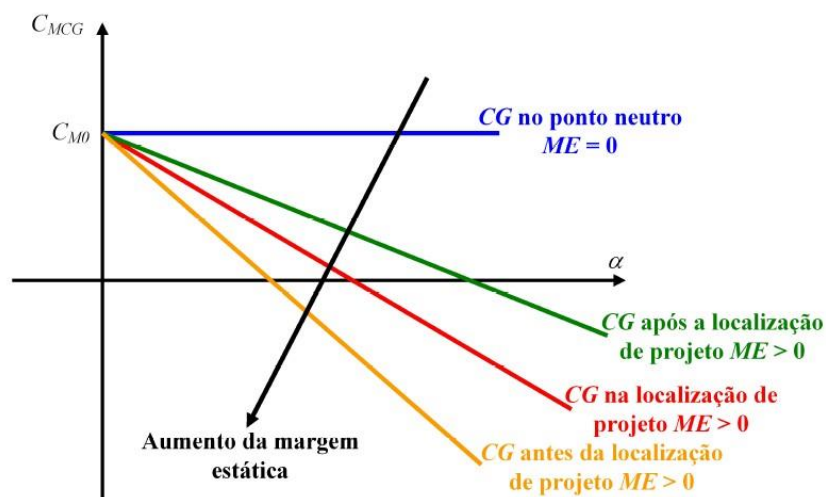


Por exemplo, se o nariz da aeronave 1 sofrer um rajada de vento e deslocar seu nariz para cima (ponto C), ele estará automaticamente sofrendo um momento negativo (como pode ser visto no gráfico, a linha azul esta abaixo do eixo x), ou seja, momento anti-horário, o que faz com que a aeronave volte ao ângulo de trimagem. Diferentemente da aeronave 2 que acrescentara momento positivo à situação.

Dentro dos cálculos da estabilidade longitudinal também definisse a Margem Estática. Essa deve ser sempre positiva, indicando assim, que o ponto neutro se localiza atrás do centro de gravidade da aeronave, mas segundo Da Rosa (2006), seu valor deve estar entre uma faixa de 5% a 20% da corda média aerodinâmica para ter bons resultados de estabilidade e manobrabilidade.

Como pode ser percebido na Figura 2, enquanto o centro de gravidade da aeronave estiver localizado dentro da Margem Estática ela estará tendendo a voltar ao seu ponto de equilíbrio, entretanto quando os dois se coincidirem, a manobrabilidade estará prejudicada. Vendo isso percebe-se que quanto maior a margem, melhor. Uma ressalva diz respeito ao ângulo de ataque da aeronave que não deve ser muito alto, estabelecendo assim a faixa indicada por Da Rosa (2006) como a mais realista.

Figura 2. Influência da Margem Estática (RODRIGUES, 2013)



A estabilidade longitudinal estática da aeronave também possibilita determinar o ângulo de trimagem indicando a deflexão máxima, positiva e negativa, que a superfície horizontal da empennagem deve possuir para trimar a aeronave em um ângulo de equilíbrio quando ela estiver voando numa faixa de velocidade compreendida entre a de estol e a máxima.

### 2.2.3. Estabilidade Lateral Estática

Para a análise de estabilidade lateral estática, segundo Rodrigues (2013), o coeficiente resultante do cálculo deve ser levemente negativo, o que resulta em um momento restaurador toda vez que a asa for desnivelada por uma perturbação. Para isso é necessário um ângulo de diedro na asa, o qual pode ser tanto negativo, conforme Figura 3, quanto positivo, dependendo da localização da asa.

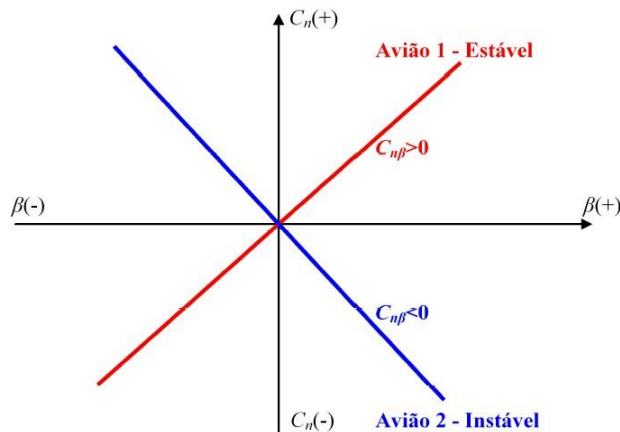
Figura 3. Exemplo de uma asa com ângulo de diedro (RODRIGUES: 2013)



#### 2.2.4. Estabilidade Direccional Estática

Segundo Rodrigues (2013), para garantir a estabilidade direccional estática de uma aeronave é necessário obter um coeficiente angular positivo. Isso, através da somatória dos coeficientes de momento do conjunto asa-fuselagem e superfície vertical da empennagem. Rodrigues (2013) ainda evidencia: “a aeronave deve ser capaz de criar um momento que sempre a direccione para o vento relativo”, isto é notado na Figura 4, a qual nos mostra que não importa o local da perturbação na aeronave, sempre tenderá ao ângulo zero. Por exemplo, se o avião 1 estiver com um ângulo maior que 0°, a sua linha estará abaixo das abissais, isso mostra que estará surgindo um momento restaurador ao contrário, diferente do avião dois que acrescentará momento no mesmo sentido.

Figura 4. Avião estável direccionalmente (RODRIGUES, 2013)



### 3 MATERIAIS E MÉTODOS

Para iniciar a análise de estabilidade se fez necessário primeiramente a localização do centro de gravidade da aeronave através da Eq. (1), pois é a partir dele que se pode balancear a aeronave. Como o projeto é destinado a competição SAE Aerodesign (Classe Regular), a qual visa a construção de uma aeronave rádio-controlada que transporte carga, a melhor opção é fixar o CG no centro de compartimento de cargas. Para isso ser possível todos componentes da aeronave foram pesados utilizando uma balança de precisão.

$$HCG = \frac{\sum w.d}{\sum w} \quad (1)$$

Para facilitar os cálculos, a aeronave foi dividida em 11 componentes diferentes para o cálculo de massa. A composição de cada componente possui diferentes características, desta

forma, se fez necessário o uso da densidade e do volume de cada material usado no componente para então definir a massa, antes da construção da aeronave.

Posicionado o centro de gravidade da aeronave e tendo conhecimento das determinações aerodinâmicas, a análise longitudinal estática pôde ser desenvolvida. Separadamente, asa, fuselagem e empenagem foram analisadas com equações que consideram o coeficiente de momento variando em função do ângulo de ataque, resultando assim no coeficiente de momento da aeronave completa. Para o resultado desejado é necessário o somatório das três análises mencionadas, e isso se dá através da soma da Eq. (2) com o produto da Eq. (3) versus a variação do ângulo de ataque.

$$C_{M0\alpha} = C_{Macw} + C_{Low} \cdot (h_{CG} - h_{ac}) + V_H \cdot \eta \cdot C_{Lat} \cdot (i_w - i_t + \varepsilon_0) + \frac{(k_2 + k_1)}{36,5 \cdot S_W \cdot C_{ma}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} W_f^2 \cdot \frac{d\varepsilon_a}{d\alpha} \cdot \Delta x \quad (2)$$

$$C_{M\alpha\alpha} = C_{Law} \cdot (h_{CG} - h_{ac}) - V_H \cdot \eta \cdot C_{Lat} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + \frac{1}{36,5 \cdot S_W \cdot C_{ma}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} W_f^2 \cdot \frac{d^2\varepsilon_a}{d\alpha^2} \cdot \Delta x \quad (3)$$

Para concluir então o dimensionamento da superfície horizontal da empenagem, definiu-se os braços de momentos com ela relacionados, sua dimensão e o perfil a ser utilizado, assim como o seu comando e ângulo de inclinação necessário para o equilíbrio de voo no eixo longitudinal. Estes influenciam diretamente nos coeficientes de momento, pois variando eles é possível adquirir a configuração desejada da aeronave. São calculados com a Eq. (4) e Eq. (5) e analisados nas duas equações anteriores (Eq. (2) e Eq. (3)).

$$\varepsilon_{trim} = \frac{C_{M0\alpha} \cdot C_{M\alpha\alpha} \cdot \alpha}{V_H \cdot \eta \cdot C_{Lat}} \quad (4)$$

$$V_H = \frac{l_{HT} \cdot S_{HT}}{C_{ma} \cdot S_W} \quad (5)$$

Outra questão de extrema importância também foi definida nesta etapa do projeto, sendo ela a Margem Estática da aeronave, a qual define o ponto mais crítico em que ela se encontra ainda dentro da estabilidade longitudinal estática e responde aos comandos dos controles. Este valor foi encontrado com a Eq. (6), logo após determinar a localização do ponto neutro da aeronave através da Eq. (7).

$$ME = HPN - HCG \quad (6)$$

$$HPN = HCA - \frac{C_{Maf}}{C_{Law}} + \frac{V_H \cdot \eta \cdot C_{Lat}}{C_{Law}} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (7)$$

Em seguida, analisando a contribuição do conjunto asa-fuselagem foi dimensionada a superfície vertical da empenagem. Encontrou-se assim, uma superfície ideal para atender a necessidade de manter a aeronave estável direcionalmente ao sofrer uma rajada de vento em suas superfícies laterais. Esse dimensionamento se dá pela Eq. (8), considerando que a eficiência de cauda necessária se calcula através da Eq. (9).

$$C_{\eta\beta} = \eta_v \cdot V_v \cdot C_{iat} \cdot \left(1 - \frac{d\theta}{d\beta}\right) \quad (8)$$

$$\eta_v \cdot \left(1 - \frac{d\theta}{d\beta}\right) = 0,724 + 3,06 \cdot \left(\frac{s_v/s_w}{1 + \cos^2 \frac{\alpha}{2}}\right) + 0,4 \cdot \frac{z_w}{d_F} + 0,009 \cdot AR_w \quad (9)$$

Para finalizar toda análise teve que ser garantido a estabilidade lateral estática, definindo um pequeno ângulo de diedro na asa para manter um voo nivelado sempre que suas asas não se encontrarem nessa condição. Isso tudo através de integrais, conforme Eq. (10) abaixo, que demonstram a variação de sustentação da asa entre toda sua extensão.

Como de início de projeto definiu-se asa trapezoidal para aeronave, a Eq. (10) ficou da seguinte forma:

$$C_{l\beta} = \frac{-2\Gamma \cdot \alpha}{s_v \cdot b} \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy \quad (10)$$

Com isso, conclui-se toda a análise de estabilidade estática, garantindo um voo equilibrado da aeronave cujas perturbações absorvidas pelas superfícies de comando mantem a aeronave direcionalmente, lateralmente e longitudinalmente estática.

## 4 APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DOS RESULTADOS

### 4.1 Localização do dentro de gravidade da aeronave completa

A Tabela 2 apresenta o peso de cada componente da aeronave, a distância do centro de gravidade dele para trás do motor (bico da aeronave) e o momento por ele gerado. Através disso encontrou-se um resultado de 0,0948m de distância do bordo de ataque ao centro de gravidade da aeronave cujo valor representa exatamente 33,85 % da corda aerodinâmica, ou seja, dentro da faixa de valores restrito por Rodrigues (2013).

Tabela 2. Momentos gerados pelos componentes estruturais da aeronave.

Componente	Massa (kg)	Peso (N)	Posição (m) em relação ao motor	Momento (Nm)
Asa	0,544	5,33664	0,42	2,2413888
Empenagem V	0,097	0,95157	1,27	1,2084939
Empenagem H	0,129	1,26549	1,27	1,6071723
Tanque de combustível	0,048	0,47088	0,2	0,094176
Servos da frente	0,1	0,981	0,26	0,25506
Fuselagem	0,335	3,28635	0,33	1,0844955
Taebom	0,03	0,2943	0,86	0,253098
Componentes elétricos	0,095	0,93195	0,32	0,298224
Trem de pouso	0,168	1,64808	0,43	0,7086744
Trem do nariz	0,057	0,55917	0,22	0,1230174
Motor / Hélice	0,6	5,886	0,074	0,435564



Somatório	2,203	21,61143	8,3093643
-----------	-------	----------	-----------

A Figura 5 representa a localização do CG. Como pode ser visto, ele ficou posicionado exatamente no centro do compartimento de carga, com uma distância de 0,3875m em relação ao bico da aeronave.

Figura 5. Posição do CG



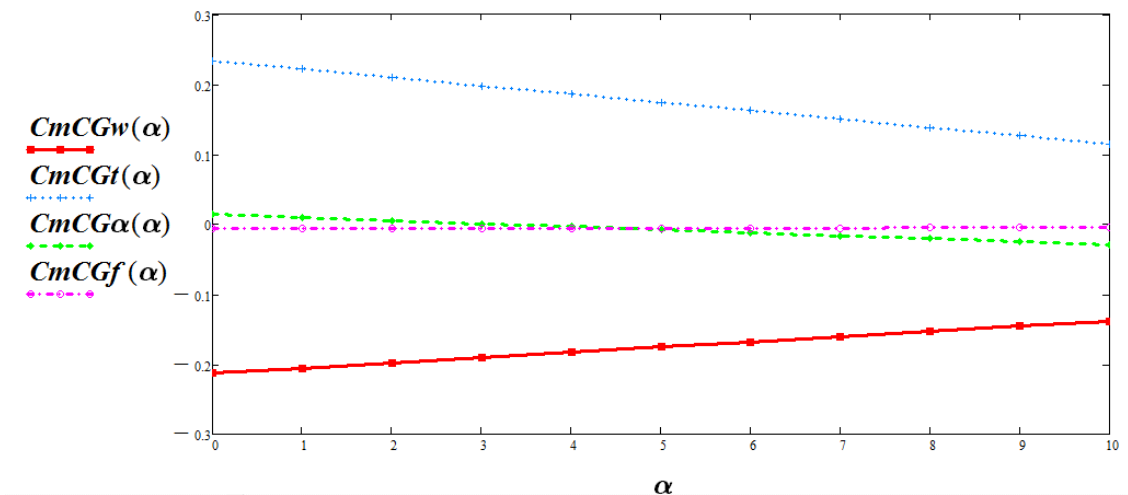
#### 4.2 Estabilidade longitudinal Estática para aeronave complete

O Figura 6 demonstra a variação do coeficiente de momento para asa em vermelho ( $C_{mCGw}$ ), para a empenagem em azul fraco ( $C_{mCGt}$ ), para a fuselagem em rosa ( $C_{mCGf}$ ) e para aeronave completa em verde ( $C_{mCGa}$ ).

O coeficiente de momento da aeronave esta começando em 0,01363 e variando - 0,004298 a cada ângulo, garantindo assim um resultado desejado, ou seja, a variação negativa.

Pode ser visto e comprovado também com este gráfico da Figura 7 que, a asa e a fuselagem estão contribuindo com um efeito desestabilizador vendo que suas variações são positivas. Já a superfície horizontal, para estabilizar a aeronave, varia de forma negativa, garantindo a estabilidade estática.

Figura 6. Comportamento da aeronave completa – gráfico gerado no software Mathcad.



O comportamento da aeronave descrita pela Figura 6 pode ser explicado da seguinte forma:

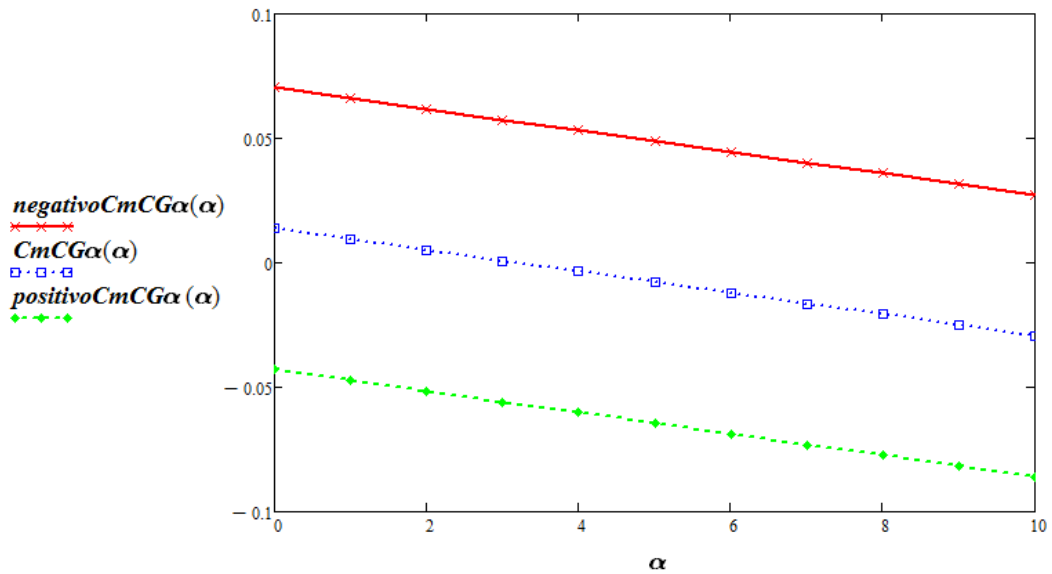
Quando ela sofrer uma rajada de vento, deslocando o seu ângulo de ataque para um menor que o seu de equilíbrio (ângulo em que a linha verde corta o eixo x), um momento positivo (sentido horário) será gerado, fazendo com que ela levante o bico novamente mantendo assim, sua posição inicial.

#### 4.2 Ângulo de trimagem

O Perfil da superfície horizontal que mais se adequou com as necessidades do projeto foi o NACA2418, pois ele possui um coeficiente de momento para ângulo nulo alto, igual a 0,068, influenciando significativamente no equilíbrio. Este perfil ficou com 0,19m de corda e 0,44m de envergadura para uma dimensão ideal de VH (volume de cauda horizontal). O braço de momento dimensionado para atender a estabilidade longitudinal foi de 0,9338m e com isso garantiu-se um ângulo de trimagem de 3,171°.

No Figura 8 pode ser visto: o implemento de coeficiente de momento aplicado pela superfície horizontal, tanto positivo quanto negativo. Através do traçado em azul, percebesse o comportamento da aeronave, já através dos outros dois, o implemento gerado pela superfície.

Figura 8. Ângulo de trimagem – gráfico gerado no software Mathcad.



#### 4.3 Margem Estática da aeronave e ângulo de trimagem

Como resultado da Margem Estática encontrou-se um resultado 5,13%, dentro do esperado e garantindo assim, uma boa estabilidade e manobrabilidade. Esse valor representa que o ponto neutro se encontra a 0,01507m atrás do centro de gravidade da aeronave, ou seja, se ela sofrer uma perturbação deslocando o seu centro de gravidade, tanto pra trás, quanto para frente, sendo dentro desta região, ele automaticamente tenderá a voltar ao seu equilíbrio.

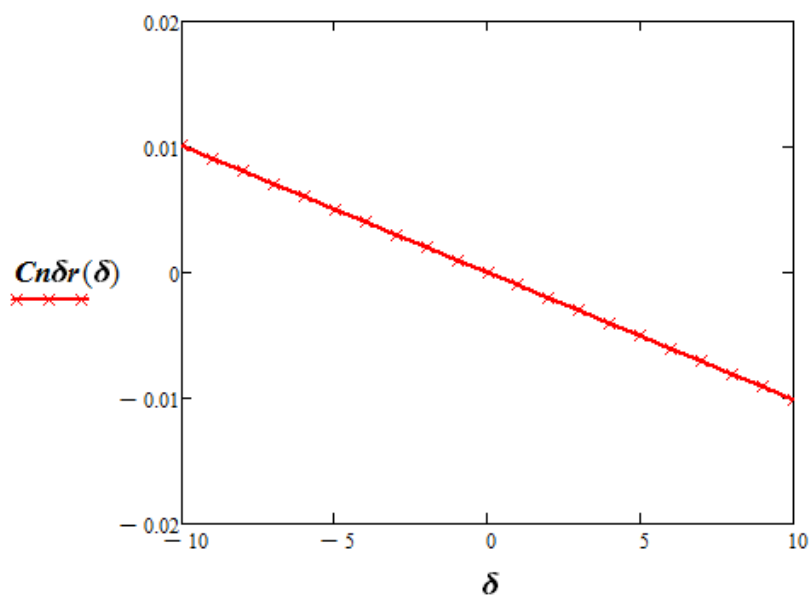
#### 4.4 Estabilidade Lateral Estática

Para se garantir a estabilidade lateral estática, foi necessário aplicar um ângulo de diedro negativo de 0,8° na asa.

Negativo pelo fato de que a asa é do tipo asa alta e este é a característica ideal para esse tipo de aeronave.

O gráfico da Figura 9 mostra o incremento de coeficiente restaurador gerado pela asa da aeronave quando em desnível e este comportamento pode ser explicado da mesma forma que o gráfico da Figura 6.

Figura 9.  
coef. de  
lateral –  
no  
Mathcad.



Varição de  
momento para  
estabilidade  
gráfico gerado  
software

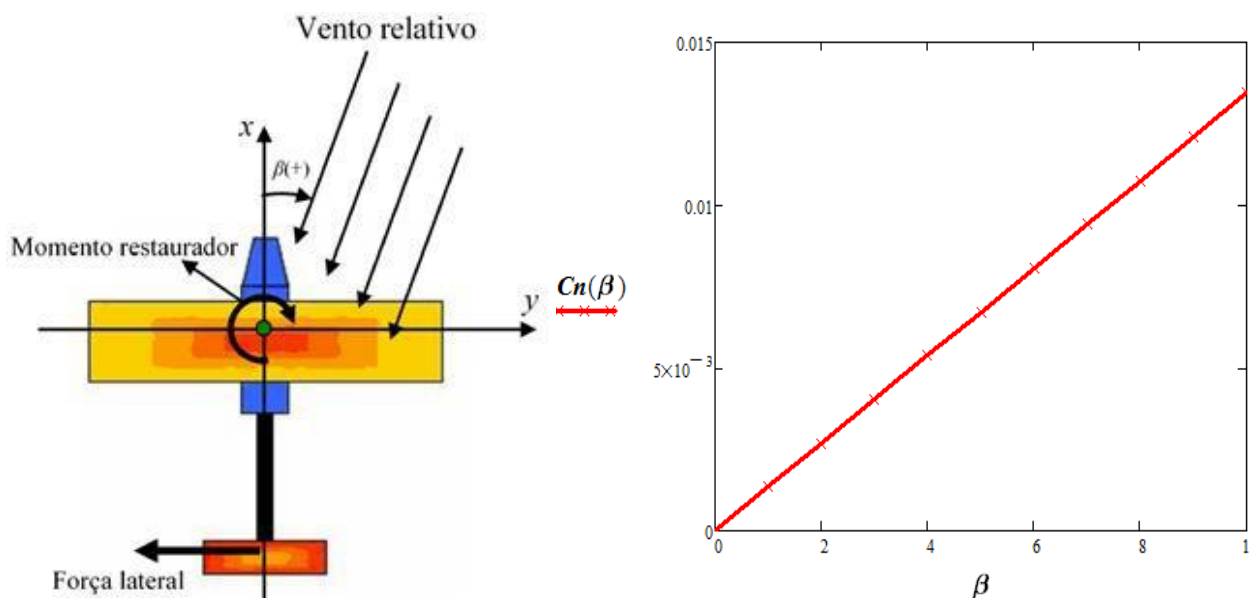
#### 4.5 Estabilidade Direcional Estática

Para ocupar a menor área projetada possível do avião, foi estabelecido no início do projeto que o  $V_v$  seria o menor possível, sendo assim, fixou-se um valor de  $0,04\text{m}^3$  para essa variável. Com isso conseguiu-se dimensionar uma superfície vertical de perfil simétrico (NACA0012), encontrando uma dimensão ideal com  $0,28\text{m}$  de corda e  $0,28\text{m}$  de envergadura para um braço de momento igual a  $0,9845\text{m}$ .

Essa superfície forneceu uma eficiência de cauda de  $1,0888$  e um coeficiente de momento positivo desejado de  $0,001404$ . Com estes resultados garantiu-se a Estabilidade Direcional Estática.

O gráfico da Figura 10(b) pode ser explicado da mesma forma que o gráfico da Figura 9, porém como direcionalmente a aeronave é consideramos em ângulo zero, para facilitar a análise o aumento de ângulo é restaurado pelo coeficiente positivo, e a diminuição pelo negativo. Conforme ilustração de momentos da Figura 10(a).

Figura 10(b). Variação de coef. de momento para estabilidade longitudinal – gráfico gerado



no software Mathcad.

## 5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Ao se projetar uma aeronave para competição SAE Aerodesign 2015, se faz necessário dividir o projeto em diversas áreas. Uma das mais importantes é a estabilidade e controle, pois ela garante que o avião mantenha sua posição de voo e o seu equilíbrio durante o trajeto. Sendo assim, este trabalho tinha como objetivo desenvolver a estabilidade estática da aeronave em estudo. Várias equações foram desenvolvidas para isso. Nos três eixos de voo, as equações se davam com a variação de coeficiente de momento conforme o ângulo de deslocamento. Este coeficiente é adimensional e facilita a leitura de dados, já o ângulo varia conforme o eixo de deslocamento. Em função disso, com o resultado dos equacionamentos, gráficos foram gerados e analisados. Através destes gráficos e da leitura de dados fornecidos pela aerodinâmica, conseguiu-se dimensionar a aeronave projetada, garantindo a estabilidade estática nos diferentes eixos, ao atender as restrições das bibliografias em estudo. Vale ressaltar também, que os controles são de fundamental importância para manobrar a aeronave em diferentes direções. O proposto artigo somente apresentou resultado para o comando longitudinal da aeronave, sendo ele  $3,171^\circ$  de inclinação para a superfície horizontal. Desta forma, fica como proposta e opção para novos estudos: a análise de comandos laterais e direcionais da aeronave em questão.

## REFERÊNCIAS

Rodrigues, L.E.M.J., 2013, “Fundamentos da engenharia aeronáutica”, Ed. Cengage, Brasil, 272p.

Da Rosa, E., 2006, “Introdução ao projeto aeronáutico – uma contribuição a competição SAE aerodesign”, Ed. Universidade Federal de Santa Catarina, Brasil, 284 p.

KROO, I., 2001, “Aircraft Design: Synthesis and Analysis”. Ed. Stanford: Desktop Aeronautics, Estados Unidos da America, pp. 20–160.