

## Modelo teórico para determinação dos critérios de estabilidade longitudinal estática

Luiz Eduardo Miranda José Rodrigues  
Professor MSc.

Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo  
[luizeduardo@cefetsp.br](mailto:luizeduardo@cefetsp.br)

### Resumo

A análise de estabilidade representa um dos pontos mais complexos do projeto de uma aeronave, pois geralmente envolve uma série de equações algébricas difíceis de serem solucionadas e que em muitas vezes só podem ser resolvidas com o auxílio computacional.

No presente artigo apenas são tratados os aspectos da estabilidade longitudinal estática, fundamentos e aplicações de estabilidade dinâmica de aeronaves podem ser encontrados com uma grande riqueza de detalhes na obra de Nelson [4].

Este artigo possui a finalidade principal de propiciar ao estudante a capacidade de entender e aplicar os conceitos necessários para se garantir a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave e utilizá-los no projeto de uma aeronave destinada a participar da competição SAE-AeroDesign.

### Palavras-chave

Estabilidade de Aeronaves; Estabilidade Longitudinal; AeroDesign; Engenharia Aeronáutica.

### 1 – Introdução

Antes de se iniciar qualquer estudo sobre estabilidade, é muito importante uma recordação dos eixos de coordenadas de uma aeronave e seus respectivos movimentos de rotação ao redor desses eixos, definindo assim os graus de liberdade do avião. A Figura 1 mostra um avião com suas principais superfícies de controle e o sistema de coordenadas com os respectivos possíveis movimentos.

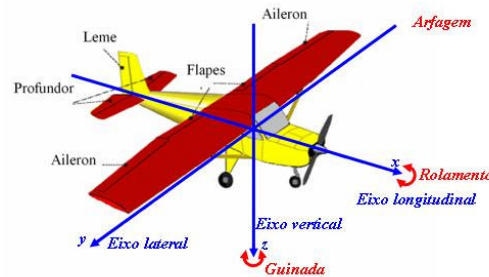


Figura 1 – Eixos de coordenadas.

Os movimentos de rotação são realizados mediante a aplicação dos comandos de profundor, leme e ailerons. Com a aeronave em movimento, a atuação de qualquer uma dessas superfícies de comando pode provocar uma condição de até seis graus de liberdade.

Nas próximas seções deste artigo são apresentados em detalhes todo o equacionamento necessário para o estudo dos critérios de estabilidade longitudinal estática com a aplicação dos tópicos estudados em uma aeronave destinada a participar do AeroDesign.

### 2 – Definição de Estabilidade

Pode-se entender por estabilidade a tendência de um objeto retornar a sua posição de equilíbrio após qualquer perturbação sofrida. Para o caso de um avião, a garantia da estabilidade está diretamente relacionada ao conforto, controlabilidade e segurança do voo. Basicamente existem dois tipos de estabilidade, a estática e a dinâmica e como citado, no presente artigo apenas são apresentados os conceitos fundamentais para se garantir a estabilidade longitudinal

estática, pois normalmente cálculos dinâmicos de estabilidade envolvem uma álgebra complexa e são estudados em cursos de pós-graduação.

Os conceitos apresentados neste artigo têm como objetivo principal a sua aplicação em aeronaves destinadas a participar da competição AeroDesign e fornecem respostas confiáveis e muito úteis para se garantir o projeto de uma aeronave estável e controlável.

Embora no presente artigo apenas sejam tratados os conceitos da estabilidade estática, a seguir são apresentadas as definições básicas para os dois tipos de estabilidade citados.

**Estabilidade estática:** é definida como a tendência de um corpo voltar a sua posição de equilíbrio após qualquer distúrbio sofrido, ou seja, se após uma perturbação sofrida existirem forças e momentos que tendem a trazer o corpo de volta a sua posição inicial, este é considerado estaticamente estável. Um exemplo da estabilidade estática pode ser visto na Figura 2.

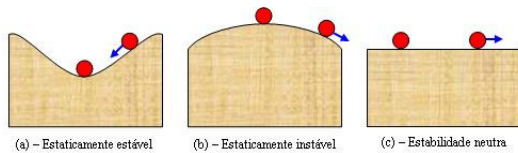


Figura 2 – Estabilidade estática.

Na Figura 2 (a), pode-se perceber que após um distúrbio sofrido, a esfera tem a tendência natural de retornar a sua posição de equilíbrio, indicando claramente uma condição de estabilidade estática, para a Figura 2 (b), nota-se que após qualquer distúrbio sofrido, a esfera possui a tendência de se afastar cada vez mais de sua posição de equilíbrio, indicando assim uma condição de instabilidade estática e para a Figura 2 (c), a esfera após qualquer distúrbio sofrido atinge uma nova posição de equilíbrio e ali permanece indicando um sistema estaticamente neutro.

Para o caso de um avião, é fácil observar a partir dos comentários realizados que necessariamente este deve possuir estabilidade estática, garantindo que após qualquer distúrbio quer seja provocado pela ação dos comandos ou então por uma rajada de vento, a aeronave possua a tendência de retornar a sua posição de equilíbrio original.

A estabilidade de uma aeronave pode ser maior ou menor dependendo da aplicação desejada para o projeto. Aviões muito estáveis demoram mais para responder a um comando aplicado pelo piloto e aviões menos estáveis respondem mais rápido a qualquer comando ou distúrbio ocorrido. Geralmente, maior estabilidade é encontrada em aviões cargueiros e menor estabilidade é encontrada em caças supersônicos, nos quais pelo próprio objetivo da missão devem possuir uma capacidade de manobra elevada e rápida.

**Estabilidade dinâmica:** o critério para se obter uma estabilidade dinâmica está diretamente relacionado ao intervalo de tempo decorrido após uma perturbação ocorrida a partir da posição de equilíbrio da aeronave.

Para ilustrar essa situação, considere um avião que devido a uma rajada de vento saiu de sua posição de equilíbrio com o seu nariz deslocado para cima. Caso este avião seja estaticamente estável, ele terá a tendência de retornar para a sua posição inicial, porém este retorno não ocorre de forma imediata, até que a posição de equilíbrio seja novamente obtida, decorre certo intervalo de tempo. Normalmente o retorno ocorre através de dois processos distintos de movimento, o aperiódico ou o oscilatório.

### 3 – Estabilidade Longitudinal Estática

Para que uma aeronave possua estabilidade longitudinal estática é necessário a existência de um momento restaurador que possui a tendência de trazer a mesma novamente para sua posição de equilíbrio após qualquer perturbação sofrida.

Como forma de se ilustrar este critério, considere dois aviões e suas

respectivas curvas características do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque como mostra a Figura 3.

Considere inicialmente que ambas aeronaves estão voando no ângulo de ataque de trimagem representado pela posição **B**, ou seja,  $C_{mCG} = 0$ . Supondo-se que repentinamente essas aeronaves sejam deslocadas de sua posição de equilíbrio por uma rajada de vento que aumenta o ângulo de ataque para a posição **C** (nariz para cima), o avião 1 apresentará um momento negativo (sentido anti-horário) que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para baixo, trazendo a mesma novamente para sua posição de equilíbrio, já o avião 2 apresentará um momento positivo (sentido horário) que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para cima afastando-a cada vez mais da sua posição de equilíbrio.

Analogamente, se a perturbação provocada pela mesma rajada de vento reduzir o ângulo de ataque para a posição **A** (nariz para baixo), o avião 1 apresentará um momento positivo (sentido horário) que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para cima, trazendo-a de volta a sua posição de equilíbrio e o avião 2 apresentará um momento negativo (sentido anti-horário) tendendo a rotacionar o nariz da aeronave para baixo, afastando-a cada vez mais da sua posição de equilíbrio.

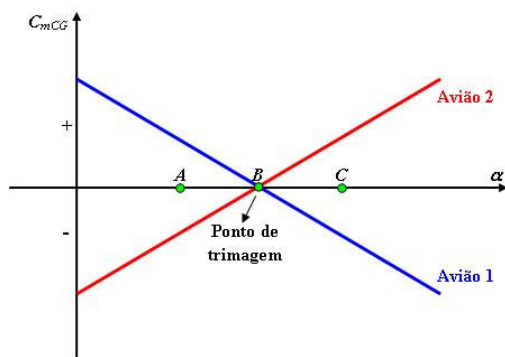


Figura 3 – Coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque.

Dessa forma, pode-se concluir a partir da análise da Figura 3 e das considerações apresentadas que um dos critérios necessários para se garantir a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave é relacionado ao coeficiente angular da curva do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque que obrigatoriamente deve ser negativo, resultando, portanto em uma curva decrescente, assim.

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = C_{m\alpha} < 0 \quad (1)$$

A Figura 4 mostra o processo para a determinação do coeficiente angular da curva  $C_m$  versus  $\alpha$  para se garantir a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave.

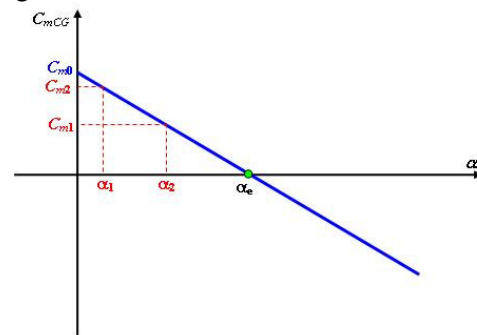


Figura 4 – Determinação do coeficiente angular da curva do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque.

Pela análise da Figura 4, pode-se escrever que:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = C_{m\alpha} = \frac{C_{m2} - C_{m1}}{\alpha_2 - \alpha_1} < 0 \quad (2)$$

O outro critério importante para a caracterização da estabilidade longitudinal estática está relacionado ao ângulo de trimagem, que necessariamente deve ser positivo, pois assim a aeronave em estudo possuirá as qualidades estáveis do avião 1 representado na Figura 3, e, portanto, pode-se concluir que o coeficiente de momento ao redor do CG para uma condição de ângulo de

ataque igual a zero  $C_{m0}$  deve ser positivo, dessa forma, uma condição de estabilidade longitudinal estática somente será obtida quando os seguintes critérios forem respeitados.

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = C_{m\alpha} < 0 \quad (3)$$

e

$$C_{m0} > 0 \quad (4)$$

Na discussão apresentada, os requisitos necessários para se obter a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave são fundamentados na curva de momento de arfagem do avião completo, porém é importante a realização de uma análise independente de cada componente da aeronave, pois assim é possível visualizar quais partes contribuem de maneira positiva e quais contribuem de maneira negativa para a estabilidade da aeronave.

#### 4 – Contribuição da Asa

Para se avaliar a contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática de uma aeronave é necessário o cálculo dos momentos gerados ao redor do CG da aeronave devido às forças de sustentação e arrasto além de se considerar o momento ao redor do centro aerodinâmico da asa. A Figura 5 serve como referência para a realização deste cálculo.

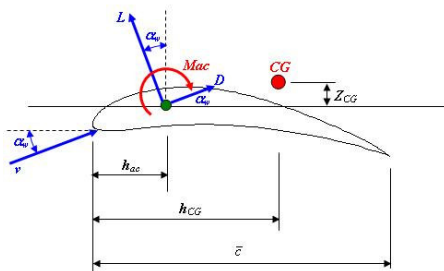


Figura 5 – Contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática.

Nesta figura é possível observar a presença do momento característico ao redor do centro aerodinâmico  $M_{ac}$  e as forças de sustentação  $L$  e arrasto  $D$  respectivamente perpendicular e paralela à direção do vento relativo, dessa forma, os momentos atuantes ao redor do centro de gravidade são obtidos do seguinte modo:

$$M_{CGw} = M_{ac} + L \cdot \cos \alpha_w \cdot (h_{CG} - h_{ac}) + L \cdot \sin \alpha_w \cdot Z_{CG} + D \cdot \sin \alpha_w \cdot (h_{CG} - h_{ac}) - D \cdot \cos \alpha_w \cdot Z_{CG} \quad (5)$$

Como forma de simplificar a análise, as seguintes simplificações são válidas:

$$\cos \alpha_w = 1 \quad (6)$$

$$\sin \alpha_w = \alpha_w \quad (7)$$

$$L \gg D \quad (8)$$

Essas aproximações são válidas, pois geralmente o ângulo  $\alpha_w$  é muito pequeno e a força de sustentação é bem maior que a força de arrasto, e como para a maioria dos aviões a posição  $Z_{CG}$  do centro de gravidade possui um braço de momento muito pequeno, a Equação (5) pode ser reescrita em sua forma simplificada desprezando-se a contribuição da força de arrasto e do braço de momento  $Z_{CG}$  do seguinte modo:

$$M_{CGw} = M_{ac} + L \cdot 1 \cdot (h_{CG} - h_{ac}) + L \cdot \alpha_w \cdot Z_{CG} + D \cdot \alpha_w \cdot (h_{CG} - h_{ac}) - D \cdot 1 \cdot Z_{CG} \quad (9)$$

Que resulta em:

$$M_{CGw} = M_{ac} + L \cdot (h_{CG} - h_{ac}) \quad (10)$$

A Equação (10) pode ser reescrita na forma de coeficientes através da divisão de todos os termos pela relação  $q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}$ , portanto:

$$\frac{M_{CGw}}{q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}} = \frac{M_{ac}}{q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}} + \frac{L \cdot (h_{CG} - h_{ac})}{q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}} \quad (11)$$

Que resulta em:

$$C_{MCGw} = C_{Mac} + C_L \cdot \left( \frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (12)$$

A variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque da asa é calculada pela Equação (13) apresentada a seguir.

$$C_L = C_{L0} + a \cdot \alpha_w \quad (13)$$

Onde  $C_{L0}$  representa o coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo ( $\alpha_w = 0^\circ$ ) e  $a$  representa o coeficiente angular da curva  $C_L$  versus  $\alpha$  da asa.

Substituindo a Equação (13) na Equação (12), tem-se que:

$$C_{MCGw} = C_{Mac} + (C_{L0} + a \cdot \alpha_w) \cdot \left( \frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (14)$$

Aplicando-se as condições necessárias para se garantir a estabilidade longitudinal estática é possível observar que o coeficiente de momento para uma condição de ângulo de ataque  $\alpha_w = 0^\circ$  é:

$$C_{M0w} = C_{Mac} + C_{L0} \cdot \left( \frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (15)$$

E o coeficiente angular da curva de momentos gerados pela asa ao redor do CG é dado por:

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha w} = a \cdot \left( \frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (16)$$

Analisando a Equação (16) é possível observar que para o coeficiente angular ser negativo e, portanto, contribuir positivamente para a estabilidade longitudinal estática da aeronave, é necessário que o centro de gravidade esteja localizado a frente do centro aerodinâmico, porém, geralmente, em

aeronaves convencionais não é isto que ocorre e, portanto, a asa isolada se caracteriza por um componente desestabilizante na aeronave, e daí a importância da presença da superfície horizontal da empenagem.

## 5 – Contribuição do Profundor

De maneira análoga ao estudo realizado para a determinação da contribuição da asa para a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, será apresentado nesta seção o modelo analítico para a determinação da contribuição da superfície horizontal da empenagem nos critérios de estabilidade longitudinal estática.

Para aeronaves que participam da competição AeroDesign, a configuração convencional com a empenagem localizada na cauda do avião se mostra muito mais eficiente que a configuração canard (dados históricos dos resultados de competições já realizadas), dessa forma, apenas será tratado no escopo deste artigo a configuração convencional, ou seja, com a empenagem localizada na cauda da aeronave atrás da asa e do centro de gravidade da aeronave.

Como a superfície horizontal da empenagem está montada na aeronave em uma posição atrás da asa, é importante se observar alguns critérios importantes para se garantir o controle da aeronave, pois nessa condição de montagem, a empenagem está sujeita a dois principais efeitos de interferência que afetam diretamente a aerodinâmica da mesma. Esses efeitos são:

a) Devido ao escoamento induzido na asa, o vento relativo que atua na superfície horizontal da empenagem não possui a mesma direção do vento relativo que atua na asa.

b) Devido ao atrito de superfície e ao arrasto de pressão atuantes sobre a asa, o escoamento que atinge a empenagem possui uma velocidade menor que o escoamento que atua sobre a asa e, portanto, a pressão dinâmica na empenagem é menor que a pressão dinâmica atuante na asa.

Uma forma de se minimizar esses efeitos é posicionar a empenagem fora da



região da esteira de vórtices da asa conforme mostrado na Figura 6, isso pode ser feito através de um ensaio simples e qualitativo em um túnel de vento com um modelo em escala da aeronave em projeto. Geralmente com a empenagem localizada em um ângulo compreendido entre 7° e 10° acima do bordo de fuga da asa praticamente não existe influência da esteira de vórtices sobre a empenagem para uma condição de vôo reto e nivelado.



Figura 6 – Ensaio visual da esteira de vórtices

Em função das considerações apresentadas, a contribuição da superfície horizontal da empenagem deve ser calculada de maneira precisa para se garantir o correto balanceamento da aeronave durante o vôo, o cálculo pode ser realizado através da determinação dos momentos gerados ao redor do centro de gravidade da aeronave e um modelo matemático para esta análise pode ser obtido a partir do diagrama de corpo livre da aeronave mostrado na Figura 7.

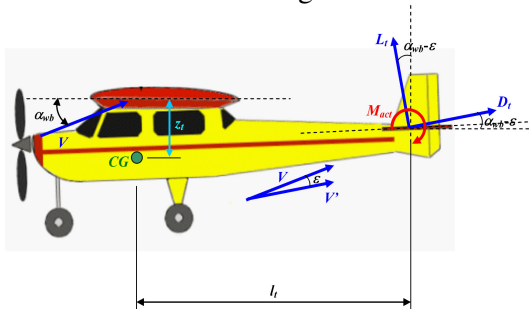


Figura 7 – Contribuição da empenagem horizontal na estabilidade longitudinal estática.

Até através do estudo detalhado da Figura 7, é possível observar que a soma dos

momentos da superfície horizontal da empenagem em relação ao CG da aeronave pode ser escrito matematicamente da seguinte forma:

$$M_{CGt} = M_{act} - l_t \cdot [L_t \cdot \cos(\alpha_{wb} - \epsilon) + D_t \cdot \sin(\alpha_{wb} - \epsilon)] - z_t \cdot L_t \cdot \sin(\alpha_{wb} - \epsilon) + z_t \cdot D_t \cdot \cos(\alpha_{wb} - \epsilon) \quad (17)$$

Pela análise da Equação (17) é possível verificar que o termo  $l_t \cdot L_t \cdot \cos(\alpha_{wb} - \epsilon)$  é o que possui a maior intensidade e, portanto, representa o elemento predominante nesta equação e assim, algumas hipóteses simplificadoras podem ser realizadas para facilitar a solução desta equação. As hipóteses de simplificação são as seguintes:

a) O braço de momento  $z_t$  é muito menor que o braço de momento  $L_t$ , portanto  $z_t$  pode ser considerado praticamente nulo durante a realização do cálculo.

b) A força de arrasto  $D_t$  da superfície horizontal da empenagem é muito menor que a força de sustentação  $L_t$ , portanto também pode ser considerada nula durante a realização do cálculo.

c) O ângulo  $(\alpha_{wb} - \epsilon)$  geralmente é muito pequeno, portanto são válidas as seguintes aproximações:  $\sin(\alpha_{wb} - \epsilon) \approx 0$  e  $\cos(\alpha_{wb} - \epsilon) \approx 1$ .

d) O momento ao redor do centro aerodinâmico do perfil da empenagem  $M_{act}$  geralmente tem um valor muito pequeno e também pode ser considerado nulo durante a realização do cálculo.

A partir da dedução algébrica da Equação (17) chega-se as seguintes condições necessárias para a contribuição do profundor na estabilidade longitudinal estática.

$$C_{MCGt} = \frac{-l_t \cdot S_t}{S_w \cdot \bar{c}} \cdot C_{L_t} \cdot \eta \quad (18)$$

e

$$C_{M\alpha} = -V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha} \cdot \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \quad (19)$$

A adição da empenagem na aeronave contribui significativamente para a obtenção de um coeficiente de momento  $C_{M0}$  resultante da aeronave positivo, esta condição pode ser obtida através do ajuste do ângulo de incidência do estabilizador horizontal  $i_t$ . Para o caso de uma asa que possui arqueamento positivo em seu perfil aerodinâmico, a contribuição do  $C_{M0}$  é negativa, e, assim, é muito importante observar que quando o estabilizador é montado com um ângulo negativo em relação a linha de referência da fuselagem, este contribui de maneira positiva para a obtenção de um  $C_{M0}$  positivo para a aeronave e um  $C_{M\alpha}$  negativo o que garante a estabilidade longitudinal estática.

Dessa forma, percebe-se que a contribuição do estabilizador horizontal para se obter uma condição de estabilidade longitudinal estática pode ser controlada pela correta seleção do volume de cauda  $V_H$  e do coeficiente angular  $C_{L\alpha}$ . O coeficiente angular da curva de momento será cada vez mais negativo se forem aumentados os valores do braço de momento  $l_t$ , da área do estabilizador horizontal  $S_t$  e do coeficiente angular  $C_{L\alpha}$  da curva  $C_L \times \alpha$  do estabilizador horizontal, portanto, o projetista pode ajustar qualquer um desses fatores como forma de se atingir a condição de estabilidade desejada.

## 6 – Contribuição da Fuselagem

Até o presente foram apresentadas as contribuições isoladas da asa e da empenagem nos critérios necessários para a obtenção da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, porém, além desses dois componentes, a fuselagem também possui sua influência na estabilidade de um avião.

A função principal da fuselagem em uma aeronave que participa da competição AeroDesign é possuir as mínimas dimensões exigidas pelo regulamento da competição com a capacidade de armazenar a carga útil e os componentes eletrônicos embarcados na aeronave.

É muito importante que se projete uma fuselagem para uma aeronave destinada

a participar da competição AeroDesign com as menores dimensões possíveis, pois desse modo é possível se reduzir o arrasto parasita do avião e também o peso estrutural. A partir da teoria aerodinâmica, o melhor modelo para uma fuselagem é aquele no qual o comprimento é maior que a largura ou altura.

Munk, realizou estudos considerando um escoamento de fluido ideal e a partir da equação da quantidade de movimento e considerações de energia verificou que a variação do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para corpos compridos com seção transversal circular (modelos de fuselagem empregados na indústria aeronáutica) é proporcional ao volume do corpo e à pressão dinâmica atuante.

Um estudo mais avançado foi realizado por Multhopp, no qual o referido autor estendeu a análise realizada por Munk e avaliou a influência do escoamento induzido ao longo da fuselagem na presença da asa com diversos modelos de seção transversal. Um resumo das equações utilizadas e dos resultados obtidos por Multhopp são apresentados a seguir para a determinação dos valores de  $C_{M0f}$  e  $C_{M\alpha f}$ .

Para a determinação do coeficiente de momento da fuselagem na condição de ângulo de ataque nulo pode-se utilizar a Equação (20).

$$C_{M0f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \cdot (\alpha_{0w} + i_f) \cdot \Delta x \quad (20)$$

Na Equação (20), a relação  $(k_2 - k_1)$  representa fatores de correção que estão relacionados com a forma da fuselagem e dependem da razão entre o comprimento  $l_f$  e a máxima largura  $d_{m\acute{a}x}$  da fuselagem,  $S_w$  é a área da asa,  $\bar{c}$  a corda média aerodinâmica da asa,  $w_f$  a largura média da fuselagem em cada seção analisada,  $\alpha_{0w}$  representa o ângulo para sustentação nula da asa em relação à linha de referência da fuselagem,  $i_f$  é o ângulo de incidência da fuselagem em relação à uma linha de referência no centro de cada seção

avaliada e  $\Delta x$  é o incremento de comprimento que define cada seção avaliada ao longo da fuselagem.

Para a determinação do coeficiente angular da curva de momentos ao redor do CG em função do ângulo de ataque da fuselagem  $C_{M_{\alpha f}}$ , o método utilizado por Multhopp sugere que:

$$C_{M_{\alpha f}} = \frac{1}{36,5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 \cdot \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \cdot \Delta x \quad (21)$$

A relação  $\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha}$  presente na Equação (21) representa a variação do ângulo do escoamento local em função do ângulo de ataque, essa relação varia ao longo da fuselagem e segundo Nelson [4], pode ser estimada de acordo com curvas semi empíricas.

## 7 – Gráfico característico de estabilidade longitudinal estática para uma aeronave destinada a participar da competição SAE-AeroDesign

A Figura 8 mostra o gráfico característico de estabilidade longitudinal estática para uma aeronave destinada a participar da competição SAE-AeroDesign. As curvas mostradas podem ser obtidas com a aplicação das equações apresentadas nas seções anteriores do presente artigo.

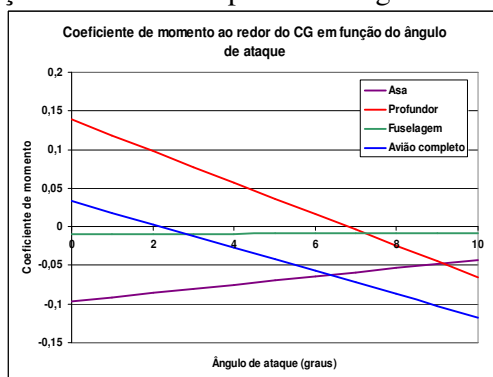


Figura 8 – Curvas características de estabilidade longitudinal estática.

## 8 - Conclusões

A metodologia apresentada neste artigo permite obter de forma confiável os parâmetros necessários para se garantir a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave destinada a participar da competição SAE-AeroDesign.

Maiores detalhes sobre a solução das equações podem ser encontrados na vasta bibliografia existente.

Procurou-se neste artigo mostrar apenas os fundamentos básicos para a determinação dos critérios de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave.

## 9 – Referências Bibliográficas

- [1] ANDERSON, JOHN, D. *Aircraft performance and design*, McGraw-Hill, New York, 1999.
- [2] McCORMICK, BARNES, W. *Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics*, Wiley, New York, 1995.
- [3] Ly, Ui-Loi. *Stability and Control of Flight Vehicle*, University of Washington. Seattle 1997.
- [4] NELSON, ROBERT. C., *Flight Stability an Automatic Control*, 2ª Ed, McGraw-Hill, Inc. New York 1998.
- [5] USAF., *Stability and Control Datcom*, Flight Control Division, Air Force Dynamics Laboratory, Wright Patterson Air Force Base, Fairborn, OH.