



## DESENVOLVIMENTO DE UM CÓDIGO COMPUTACIONAL PARA O CÁLCULO DAS FORÇAS DE SUSTENTAÇÃO EM AERONAVES RÁDIO-CONTROLADAS

**Hemilly Kerem Gomes de Lima Santos, hemillyk321@gmail.com<sup>1</sup>**  
**Leonardo Monteiro Amaral, leomonteiro05@gmail.com<sup>2</sup>**  
**Francisco Sávio do Livramento Vale, saviolivramento@gmail.com<sup>3</sup>**

<sup>1</sup>Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí, R. Álvaro Mendes, 94, Teresina - PI, 64001-270

<sup>2</sup>Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí, R. Álvaro Mendes, 94 Teresina - PI, 64001-270

<sup>3</sup>Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Piauí, R. Álvaro Mendes, 94 Teresina - PI, 64001-270

**Resumo.** Esse trabalho objetivou criar um software que analisa os esforços sofridos em aeronaves rádio controladas. O código foi realizado utilizando funções criadas no Matlab no sistema operacional Windows 10. Tendo em vista que as metodologias adotadas pelas equipes da competição AeroDesign devem presumir excelentes valores de carga paga, além de assegurar os objetivos dos projetos. Assim, o presente trabalho avaliou dados fornecidos pela equipe Aerodesign do Instituto Federal do Piauí possibilitando o cálculo dos esforços sofridos nas superfícies sustentadores com a utilização de métodos numéricos para analisar os mesmos configurando-se como uma excelente alternativa, pois auxilia no projeto do dimensionamento de toda aeronave convencional ou aerodesign, além de contribuir na confirmação da segurança estrutural da aeronave, auxiliando na tomada de decisões adequadas com o menor tempo hábil.

**Palavras chave:** *Asa, Empenagens, Força, Aerodesign, software.*

### 1. INTRODUÇÃO

A competição Aerodesign, organizada pela SAE, é um desafio de projeto aberto para estudantes universitários de graduação em engenharia, física e ciências aeronáuticas, para a classe regular e alunos de pós-graduação, para a classe aberta. Neste projeto é oferecido ao aluno a vivência na concepção, planejamento e execução de um projeto de engenharia com todos os desafios que estão envolvidos no desenvolvimento de uma aeronave rádio controlada. O objetivo do projeto é o desenvolvimento e a construção de uma aeronave rádio controlada capaz de levantar vôo com uma carga de projeto mínima estabelecida pela organização da competição, executando um vôo controlado e um pouso com segurança respeitando os requisitos estabelecidos pela organização da Competição SAE Aerodesign Brasil.

Uma importante fase na construção da aeronave para fins competitivos, bem como para o projeto de toda aeronave convencional ou AeroDesign é a validação dos esforços atuantes na mesma, esta análise surge da interpretação de esforços atuantes em toda missão da aeronave, sendo eles: Sustentação, cargas de manobra, forças estabilizadoras, tração do motor, impacto no pouso, comandos e suas reações nas fixações. Assim, através de dados fornecidos pelas áreas de Aerodinâmica e Estabilidade da equipe, utilizando o software XFLR 5 e programas próprios, o presente trabalho expõe a criação de um código computacional capaz de calcular os esforços sofridos pela aeronave durante a velocidade de cruzeiro.

Além disso e levando em consideração o cenário empresarial atual, nota-se o crescente esforço por parte das grandes empresas de aprimorar o processo de produção, visto que isso fornece uma vantagem competitiva por se tratar de um diferencial perante o mercado. No anseio de se obter tais vantagens, é comum empresas direcionarem seus esforços na otimização dos procedimentos inerentes à produção.

Para tal, a introdução de métodos computacionais para análises numéricas vem se mostrando como uma alternativa bastante promissora, e no cenário vivido pelas empresas ligadas ao ramo da aviação isso não é diferente. “A função de um engenheiro de cargas dentro de uma empresa de desenvolvimento aeronáutico é ampla e multidisciplinar. Talvez seja o setor da engenharia que mais tenha interfaces para a execução do desenvolvimento do produto” (OLIVEIRA,2002,p.ii). “Grande parte do projeto e da análise de uma estrutura procura assegurar que as exigências em termos de resistência sejam satisfeitas inicialmente e durante toda a vida do avião” (RODRIGUES,2011,p.101).

Mediante o exposto, o trabalho a seguir busca trazer uma solução para o problema discutido, introduzindo o cálculo dos esforços sofridos em uma aeronave rádio controlada, projetada pela equipe Sol do Equador-IFPI para a competição SAE BRASIL AeroDesign 2019 e futuras edições. Uma vez que a introdução de um programa responsável pelo cálculo das cargas resulta em um menor tempo hábil por parte do profissional para que possa interpretar os dados obtidos e tomar as decisões adequadas.

## 2. METODOLOGIA

A maneira como a carga de sustentação é distribuída sobre uma asa finita configura-se como uma das questões mais importante para o cálculo de esforços sobre estes componentes. A forma desta distribuição definirá a metodologia das distribuições de esforço cortante e momento fletor. Assim, o método utilizado no presente trabalho para calcular essa distribuição é conhecido como método de Stender, onde este se baseia na hipótese de que a distribuição de cargas ao longo da envergadura é proporcional às áreas de uma asa imaginária na qual suas cordas são a média geométrica das cordas reais e da de uma asa elíptica de mesma área e envergadura (ISCOLD, 2002).

Assim, as cordas de Stender são apresentadas na Eq. (1):

$$C_s = \sqrt{C_e * C_g} \quad \text{Eq. (1)}$$

Onde:

$C_s$  = corda da asa de Stender

$C_g$  = corda da asa real

$C_e$  = corda da asa elíptica

Para o cálculo de sustentação da asa real admite-se, os seguintes inputs, fornecidos pela equipe Sol do Equador-IFPI:

$$S = 0,342 \text{ m}^2$$

$$C_x = 0,23 \text{ m}$$

$$C_t = 0,18 \text{ m}$$

$$b/2 = 0,80 \text{ m}$$

Onde:

$S$  = área da asa real

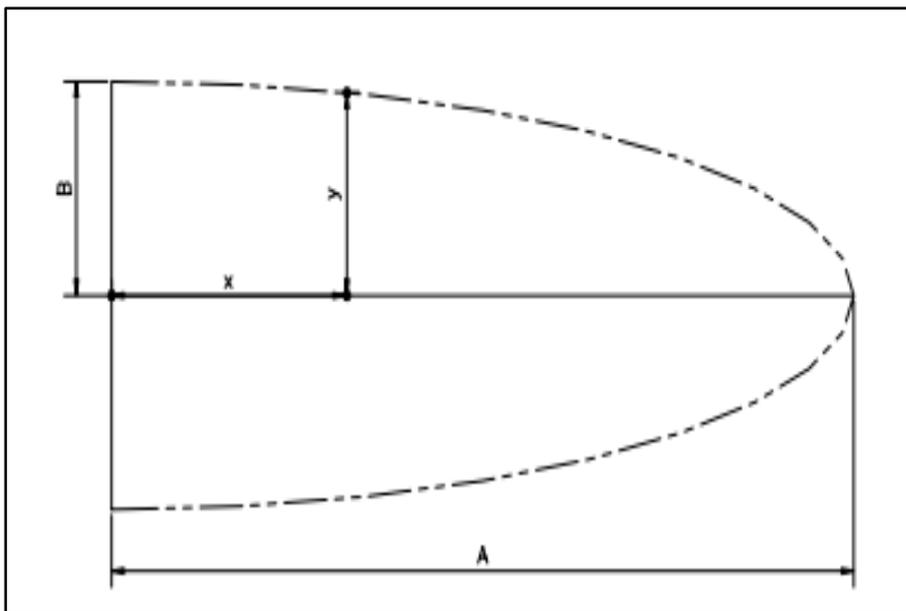
$C_x$  = corda na raiz da asa real

$C_t$  = corda na ponta da asa real

$b/2$  = envergadura da semi-asa

Assim, a equação (2) da elipse, fornece os seguintes resultados

Figura 1: Definição das características asa elipse



Fonte: Iscold, 2002

$$\frac{x^2}{A^2} + \frac{y^2}{B^2} = 1 \quad \text{Eq. (2)}$$

Onde  $A$  denota a semi-envergadura da elipse (0,8 m em 2019) e  $B$  semi-corda na raiz da elipse. A área da elipse pode ser calculada, como mostra a Eq. (3):

$$S = \pi \cdot A \cdot B \quad \text{Eq. (3)}$$

Assim,

$$0,342 = \pi \cdot 0,8 \cdot B \quad \text{Eq. (3)}$$

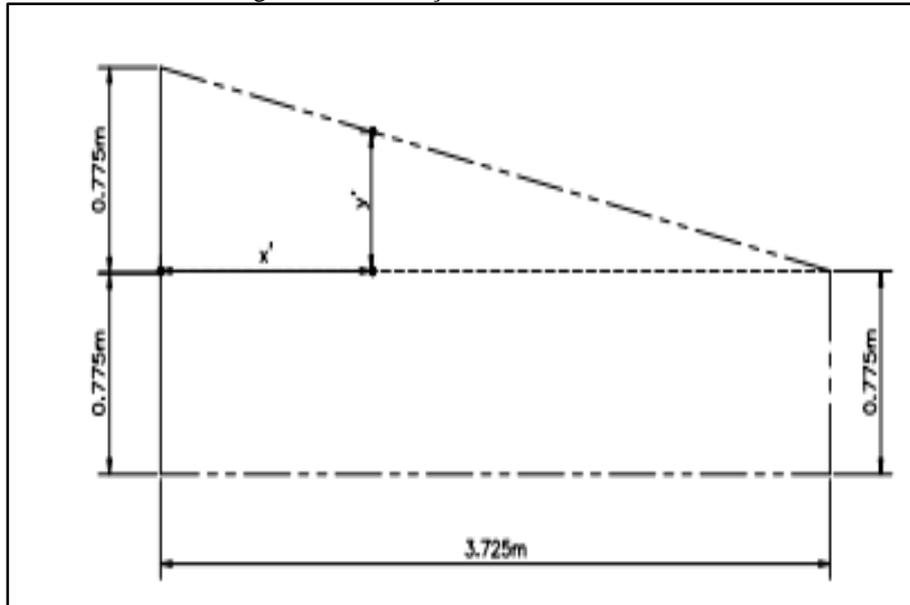
Onde,

$$B = 0,1361 \text{ m}$$

Permitindo escrever que,

$$\frac{x^2+y^2}{0,8^2+0,1361^2} = 1 \quad \therefore \quad 0,64y = \sqrt{0,0268 - 0,0185x^2} \quad \text{Eq. (2)}$$

Figura 3: Distribuição de cordas na asa real



Fonte: (Iscold, 2002)

$$\frac{GE}{GC} = \frac{EF}{CD} \quad \therefore \quad \frac{0,8-x}{0,8} = \frac{y'}{0,18} \quad \therefore \quad y' = \frac{0,8-x}{4,4444} \quad \text{Eq. (4)}$$

Levando em consideração a distribuição da corda real, ao longo da envergadura, como pode ser visualizado na Eq. (4):

$$Cg = y' + 0,18 \quad \therefore \quad Cg = \frac{0,8-x}{4,4444} + 0,18 \quad \text{Eq. (4)}$$

Obtem-se os valores da asa real, elíptica e assim a de Stender que é usada para determinar os esforços sofridos pela asa, considerando um passo de 0,01, a espessura da fuselagem de 0,09, esta que foi representada no código como apoios do 2º e 1º gêneros e os fatores de carga, considerados pela norma FAR (FEDERAL AVIATION REGULATIONS, Part 23), como seguros que foram demonstrados no Código desenvolvido como vetor de [3,8 -1,5 2,5 1].

Além dos esforços calculados na asa, foi possível através do software calcular os esforços sofridos nos estabilizador horizontal, considerando, um peso máximo de 20N, procurou-se o modo aproximado da distribuição de cargas em uma forma geométrica, resultando em uma média entre um dois formatos distintos, este podendo ser elíptico ou trapezoidal. Exemplificado na Eq. (5):

$$(L(y)+Le(y))/2 \quad \text{Eq. (5)}$$

### 3. Resultados

O software Matrix Laboratory (MatLab), versão 2016 foi empregado desenvolvendo através desse funções que permite o cálculo dos esforços na aeronave e conseqüentemente os gráficos representativos do momento fletor e esforço cortante. Foram utilizados como exemplo demonstrativo dados reais da aeronave 2019 da equipe Sol do Equador, os dados são inseridos e compilados pelo programa. Após a execução do aplicativo “Dev\_Dem\_cargas.m” e são gerados um quadro matrizes que se caracterizam como a força de sustentação de para cada fator de carga ao longo da envergadura da asa e profundor, o arquivo pode ser visto na tabela 1.

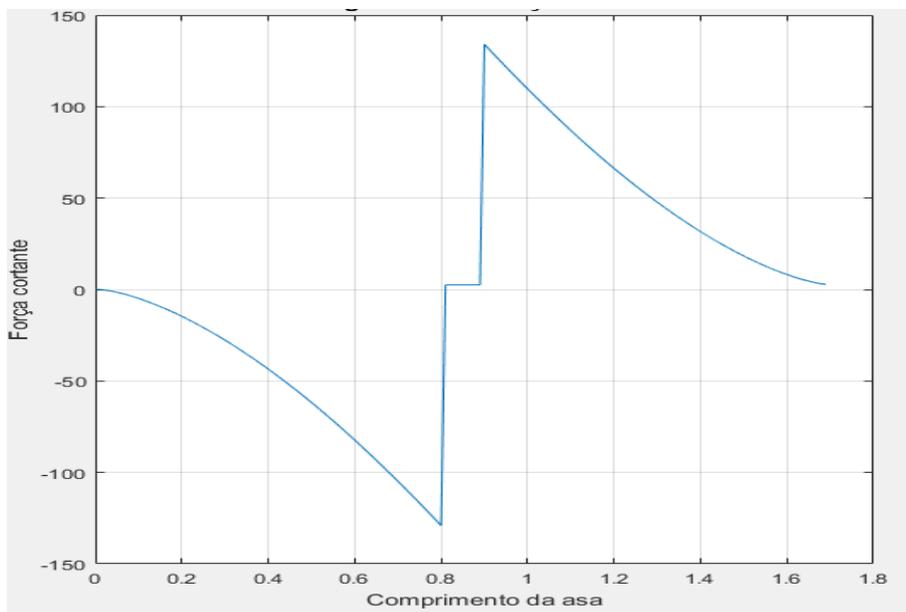
Figura 1: Representação das forças de sustentação obtida no Matlab para aeronave:

81x4 double				
	1	2	3	4
67	1.4668	-0.5790	0.9650	0.3860
68	1.4098	-0.5565	0.9275	0.3710
69	1.3510	-0.5333	0.8888	0.3555
70	1.2901	-0.5093	0.8488	0.3395
71	1.2269	-0.4843	0.8071	0.3229
72	1.1608	-0.4582	0.7637	0.3055
73	1.0915	-0.4309	0.7181	0.2872
74	1.0183	-0.4020	0.6700	0.2680
75	0.9403	-0.3712	0.6186	0.2474
76	0.8560	-0.3379	0.5632	0.2253
77	0.7636	-0.3014	0.5024	0.2009
78	0.6595	-0.2603	0.4339	0.1735
79	0.5370	-0.2120	0.3533	0.1413
80	0.3787	-0.1495	0.2491	0.0996
81	0	0	0	0

Fonte: (Autor,2019)

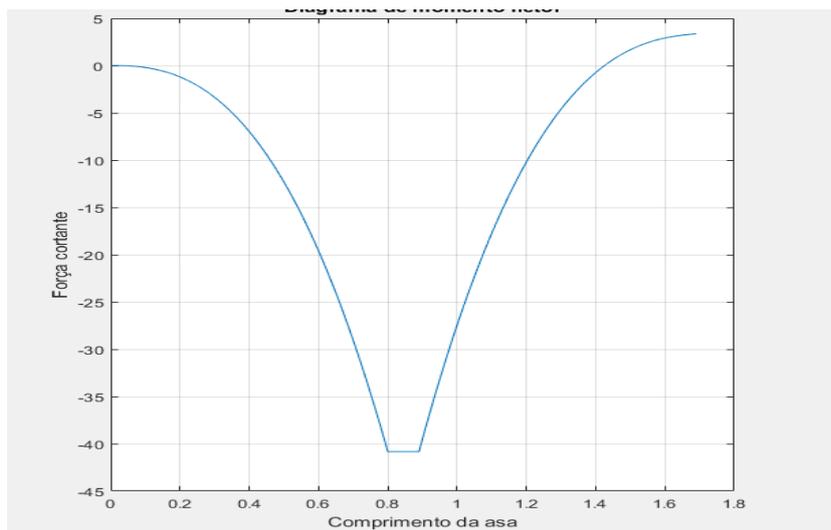
Originando, a partir disso, os gráficos de esforços. Representados na Figura 4 e 5:

Figura 4: Diagrama de esforço cortante



Fonte: (Autor, 2019)

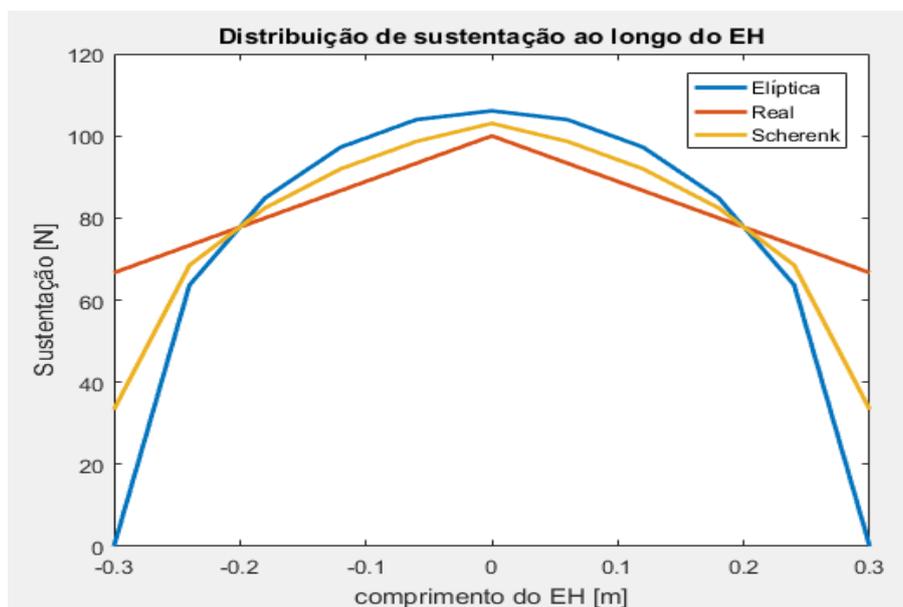
Figura 5: Diagrama de momento fletor



Fonte: (Autor, 2019)

As cargas na empenagem horizontal podem ser consideradas um dos componentes mais importantes na análise de cargas de uma aeronave, isto porque sua influência no projeto de outras partes da aeronave é indiscutível.

Assim, o presente trabalho objetivando a otimização do tempo, origina a partir um código computacional também responsável por calcular os esforços sofridos no profundor. Utilizando como parâmetros a área, a envergadura, a corda raiz e na ponta. Obtem-se o seguinte gráfico de esforço, representado na Figura 6.



Fonte: (Autor, 2019)

#### 4. CONCLUSÃO

A análise quanto aos esforços sofridos por uma aeronave tanto na asa, como em seus estabilizadores é uma etapa de suma importância no dimensionamento da mesma. Em vista disso, a utilização de software como o desenvolvido em questão, facilita e abrevia exponencialmente o tempo empregado nesta fase do projeto, assim com o menor tempo hábil e análises mais confiáveis a utilização deste código computacional mostrou-se próspera no cálculo das forças de sustentação que permeiam a asa e os estabilizadores. Dessa maneira, com o intuito de aperfeiçoar o programa visa-se a implementação futura de mais funcionalidades como a análise do envelope de voo, bem como sua análise de simulações e cargas que aeronave sofre durante toda sua trajetória, gerando gráficos dentre outros, visto que tais adições corroborariam de forma positiva no enriquecimento da aplicabilidade do software.

#### **4. REFERÊNCIAS**

FEDERAL AVIATION REGULATIONS (FAR). **Part 23 - Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes.** USA.

Iscold, P. H. (2002) Introdução às Cargas nas Aeronaves. Apostila PEE-EMBRAER  
PRIMARY AND INTERMEDIATE CATEGORY AEROPLANES (PICA). Design criteria for primary and intermediate category aeroplanes with positive displacement engines. AUSTRALIA.

Raymer, D. P (1999) Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA, Califórnia, USA.

#### **5. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES**

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.