

Elaboração de código em Scilab para determinação de forças atuantes em uma aeronave rádio controlada não tripulada

Mikhaell César Costa de Araújo^[1], Luis Morão Cabral Ferro^[2]

^[1] Universidade Federal Rural do Semiárido, Engenharia Mecânica; aluno; mikhaell@hotmail.com.br

^[2] Universidade Federal Rural do Semiárido, Engenharia Mecânica; orientador; lferro@ufersa.edu.br

Resumo: No projeto Aerodesign, entende-se a inter-relação do binômio rapidez e eficiência como fundamental para o dimensionamento estrutural de aeronaves. Este trabalho tem como objetivo elaborar um código para determinar as forças atuantes em uma aeronave rádio controlada não tripulada, entendendo quais os possíveis impactos na sua dimensão estrutural. Nesse projeto foi possível identificar e determinar de forma rápida as cargas atuantes em uma aeronave rádio controlada não tripulada, sendo elas as velocidades estruturais, o diagrama V-n, torques nos comandos, cargas no trem de pouso, distribuição de sustentação, cargas na corda e cargas na fuselagem. A dificuldade de encontrar estudos sobre a temática aplicada ao AeroDesign, se tornou o maior desafio dessa pesquisa. Buscando trazer praticidade e o melhor rendimento no tempo hábil, foi idealizado a construção de um código no software Scilab, que faça um compilado de todas as informações referentes às forças atuantes em uma aeronave rádio controlada não tripulada, trazendo dados e resultados instantaneamente. Aqui utilizamos como fonte de pesquisa dados da Equipe PegAzuls Aerodesign, que desenvolve no âmbito da Universidade Federal Rural do Semiárido – UFERSA, projeto e construção desse tipo de aeronave e vem ganhado destaque no cenário nacional. Acreditamos na relevância deste trabalho para os estudos sobre o Aerodesign, uma vez que a utilização do código se mostrou eficiente no processo de planejamento e construção da aeronave, onde sua validação pôde ser percebida por meio dos resultados obtidos pela equipe em competições nacionais, se tornando um instrumento prático e aplicável no cotidiano de estudo dos amantes do Aerodesign.

Palavras-chave: Aerodesign; programação; análise estrutural; forças atuantes.

1. INTRODUÇÃO

Com o crescente uso de aeronaves rádio controladas não tripuladas em diversas áreas, como monitoramento, mapeamento e entregas, o projeto e desenvolvimento dessas aeronaves se tornou cada vez mais importante. Uma das principais preocupações no projeto de uma aeronave como esta, é a determinação das forças atuantes, também denominadas cargas, que afetam a aeronave em voo. Essas cargas incluem, por exemplo, a força de sustentação, a resistência aerodinâmica e as cargas gravitacionais. Para determinar essas cargas de forma precisa, é comum o uso de softwares de simulação numérica. Nesse contexto, o [1] é uma ferramenta de cálculo numérico de código aberto, que pode ser utilizado para desenvolver modelos matemáticos e simulações em engenharia. O trabalho se propõe a elaborar um código em Scilab para determinar as cargas atuantes em uma aeronave rádio controlada não tripulada, além de calcular outras grandezas de interesse como as velocidades estruturais, diagrama V-n, torques nos comandos, cargas no trem de pouso e distribuição de sustentação.

O código desenvolvido deverá ser utilizado no projeto e otimização de aeronaves rádio controladas não tripuladas, em particular as da equipe PegAzuls do projeto SAE-Aerodesign da UFERSA, de modo a agilizar o cálculo das cargas atuantes e consequentemente otimizar o projeto da aeronave. Além disso, o código pode ser útil para o desenvolvimento de outras aplicações em engenharia que envolvam a simulação de comportamentos aerodinâmicos.

2. MATERIAIS E MÉTODOS

Em um projeto de uma aeronave para a competição AeroDesign existe uma relação muito estreita entre os subsistemas, que são as subáreas dentro do projeto e as informações passadas, pois há uma enorme dependência das informações. Para melhor entender como se dá esse processo, nota-se por meio do fluxograma representado na Figura 1 o indicativo de entrada dos dados (*inputs*) e saída de dados (*outputs*) e seus respectivos subsistemas, evidenciando assim sua interdependência.

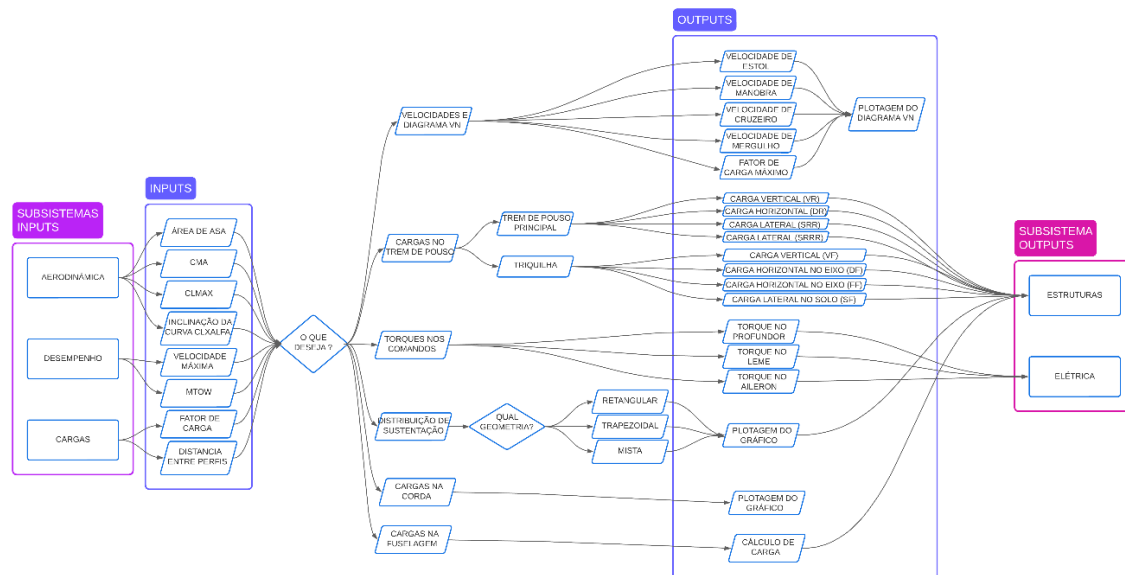


FIGURA 1. Fluxograma dos processos. Fonte: autoria própria.

No fluxograma da Figura 1 é possível observar que os dados de entrada são originados em diferentes subsistemas. O código coletará os dados informados pelo usuário e o questionará sobre a opção que deseja. Após esse processo, se apresentará um conjunto de opções e de acordo com a escolha do usuário, serão executados os cálculos relacionados, gerando dados de saída para subsistemas que necessitam dessa informação.

Dentro dessa gama de opções, existirão subitens que serão apresentados no decorrer do trabalho, explicando seu funcionamento e todos os cálculos envolvidos.

2.1 VELOCIDADES ESTRUTURAIS E DIAGRAMA V-N

Para garantir um voo seguro da aeronave, é essencial determinar as limitações estruturais da mesma. Segundo [2], com a plotagem do diagrama V-N é possível visualizar graficamente essas limitações, partindo da variação do fator de carga com a variação da velocidade.

Para o AeroDesign, o fator de carga n_{lim+} costuma ser obtido experimentalmente. Se instala um acelerômetro na aeronave de teste e realiza-se um ensaio em voo, obtendo uma estimativa do fator de carga o qual serve como parâmetro inicial para obtenção dos demais fatores de carga n_{lim-} , n_{ult+} , n_{ult-} , que significa fator de carga limite negativo, fator de carga ultimo positivo e fator de carga ultimo positivo.

Para a plotagem do gráfico, é necessário primeiro determinar as velocidades estruturais, pois as mesmas são essenciais para a construção do diagrama V-N. Tal processo é observado na Figura 2, onde ilustra-se a ordem das informações citadas acima.

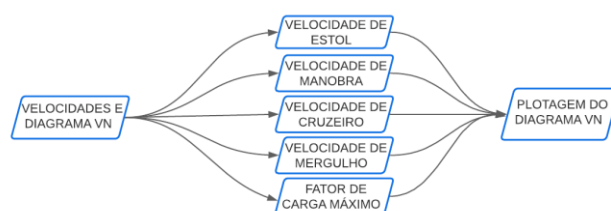


FIGURA 2. Fluxograma dos processos para plotagem do diagrama V-N. Fonte: Autoria própria.

Segundo [2] para calcular as velocidades estruturais, é necessário saber a velocidade máxima da aeronave, em voo reto e nivelado. Se obtém os valores das velocidades stall (V_s), mergulho (V^*), cruzeiro (V_c) e manobra (V_d), com as Equações 1, 2, 3 e 4, respectivamente.

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{S\rho C_{L_{\max}}}} \quad (1)$$

$$V_* = V_s \sqrt{n} \quad (2)$$

$$V_c = 2,4 \sqrt{\frac{W}{S}} \quad (3)$$

$$V_d = 1,25 V_c \quad (4)$$

onde, W é o peso total da aeronave, S é a área da asa, ρ é a densidade absoluta do ar, $C_{L_{max}}$ é o coeficiente de sustentação, n é o fator de carga.

Com as velocidades estruturais definidas, determina-se em seguida o fator de massa (u_g) e fator de alívio de rajada (k_g) com o auxílio das Equações 5 e 6, respectivamente:

A partir de dados obtidos no Meteorological Aerodrome Report (METAR) durante os anos de 2012 e 2022 do aeroporto de São José dos Campos – SP entre 7 horas e 17 horas, estimaram-se as velocidades médias de rajadas para mergulho (1,25 m/s) e cruzeiro (5,63 m/s). Com esses dados é possível obter os fatores de cargas de rajada, para mergulho ($N_{\max}$, $N_{\min}$) e para cruzeiro ($N_{\max}$, $N_{\min}$), podendo assim começar a variar o fator de carga (n), utilizando a Equação 5

$$n = 1 \pm \frac{\rho V a k_g U_{de} S}{2W} \quad (5)$$

$$K_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (6)$$

$$\mu_g = \frac{2 W}{a c m a \rho} \quad (7)$$

Com os dados obtidos é possível traçar um gráfico mostrando todas as limitações de voo da aeronave, denominado diagrama V-n (Figura 3) e deste modo ficará visualmente fácil de identificar o fator de carga máximo ($N_{\max}$).

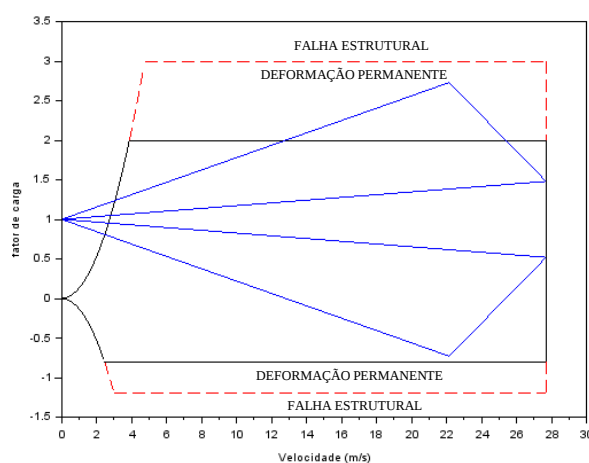


FIGURA 3. Diagrama V-n. Fonte: Autoria própria

2.2 CARGAS NO TREM DE POUSO

O trem de pouso desempenha um papel crítico na decolagem, pouso e taxiamento em solo de uma aeronave. Sua capacidade de suportar as cargas esperadas é vital para a integridade estrutural e o funcionamento seguro da mesma. Neste contexto, a importância de uma boa previsão de cargas no trem de pouso não pode ser subestimada, pois influencia diretamente a concepção, a manutenção e a operação da aeronave.

Com auxílio da Figura 4, é possível observar a sequência das informações dispostas no código, onde as cargas no trem de pouso são definidas pelo subsistema de Cargas e Aeroelasticidade e repassadas ao subsistema de Estruturas e Ensaio Estruturais tornando assim possível seu dimensionamento, ficando ainda mais evidente a importância de uma boa determinação das cargas. Uma má distribuição das cargas impactará diretamente no dimensionamento do trem de pouso.

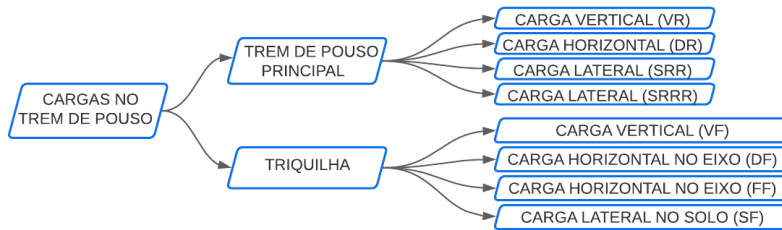


FIGURA 4. Fluxograma dos processos para determinação das cargas no trem de pouso. Fonte: Autoria própria.

Segundo [5], as cargas foram calculadas para o momento mais crítico de pouso, em apenas uma das rodas, como mostrada na Figura 5.

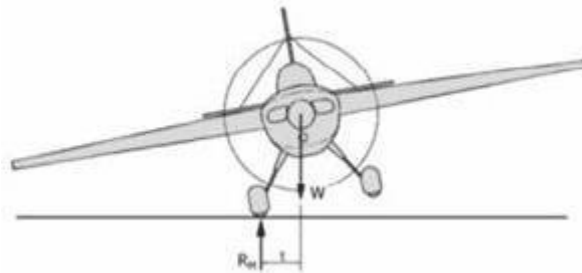


FIGURA 5. Representação de um pouso extremo sobre uma das rodas. Fonte: JAR-VLA 479 (1990).

Ainda de acordo com [5], as cargas no trem principal são dadas pelas Equações 8 e 9, onde V_r significa Velocidade Vertical, n é o fator de carga, L é a sustentação, e W o peso.

$$V_r = (n - L) W \quad (8)$$

$$D_r = n K W \quad (9)$$

As cargas laterais, segundo [5], são dadas pelas Equações 10 e 11.

$$S'_r = 0,5 D_r \quad (10)$$

$$S''_r = 0,33 D_r \quad (11)$$

Para as cargas na triquilha será utilizada [6] onde se admite uma condição estática da roda no momento do pouso. É possível obtê-las a partir das Equações 12 a 16.

$$V_s = W \frac{b}{d} \quad (12)$$

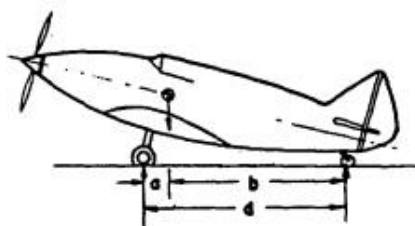


FIGURA 6. Representação de um pouso extremo sobre uma das rodas. Fonte JAR-VLA 479

onde, o valor de b/d na Figura 6 será igual a um, considerando o momento mais crítico de pouso, em que a aeronave pousaria usando apenas uma roda.

$$V_f = 2,25 V_s \quad (13)$$

$$D_f = 0,8 V_f \quad (14)$$

$$F_f = 0,4 V_f \quad (15)$$

$$S_f = 0,7 V_f \quad (16)$$

2.3 TORQUES NOS COMANDOS

A aviação é uma das indústrias mais rigorosas em termos de requisitos de segurança e desempenho. Em meio aos muitos fatores críticos para o voo seguro de uma aeronave, a determinação precisa dos torques nos comandos se destaca como um dos elementos fundamentais. Com base nos estudos de [2] e [3], a capacidade de calcular e controlar com precisão esses torques exerce um papel crucial na governança da aeronave, afetando diretamente sua manobrabilidade, estabilidade e segurança.

Para uma melhor compreensão, vejamos no esquema representado na Figura 7, a demonstração das superfícies de comando na qual são calculados os torques nos comandos. Os valores desses torques são definidos pelo subsistema de Cargas e Aeroelasticidade e repassados ao subsistema de Elétrica, com objetivo final de realizar a seleção dos servos motores.

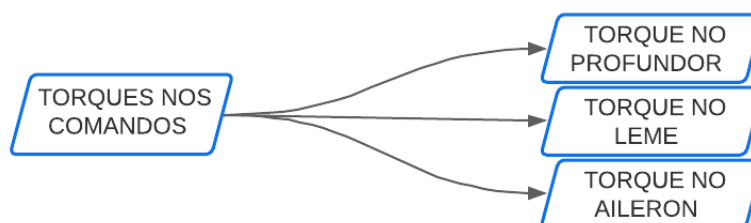


FIGURA 7. Fluxograma dos processos para definir torques nos comandos. Fonte: Autoria própria.

2.3.1 AILERON

Essas superfícies de controle móveis, localizadas nas asas da aeronave, são projetadas para controlar os movimentos em torno do eixo lateral, permitindo que a aeronave realize rolagens, ou seja, incline-se para um lado ou outro. A capacidade de controlar com precisão os ailerons desempenha um papel essencial em manobras de curvas, inclinações e nivelamentos, contribuindo diretamente para a segurança e eficiência da aeronave, podendo ser visualizadas na Figura 8.

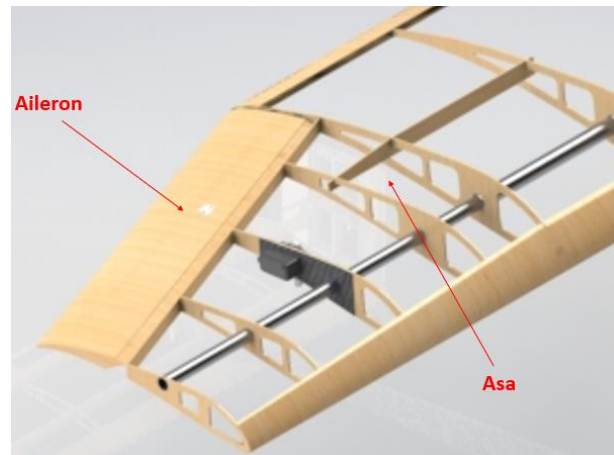


FIGURA 8. Planta de localização do aileron. Fonte: Autoria própria.

Para calcular o torque nessa superfície, inicialmente é necessário identificar o formato da superfície do aileron. Segundo [3] é calculada inicialmente a carga superficial média pela Equação 16, depois é calculado a carga limite atuante usando a Equação 17.

$$w = n \frac{w}{s} \quad (16)$$

$$P_a = w S_{aileron} \quad (17)$$

O torque (kgf.cm) é encontrado a partir da Equação 18, onde a variável l_t é o braço, que pode ser encontrado como $1/3$ da corda onde passa o centroide de cada figura, visto que a forma do carregamento se aproxima de um triangular.

$$T = l_t P_a \quad (18)$$

2.3.2 PROFUNDOR

Tendo geralmente sua localização na parte traseira da cauda da aeronave, o profundor desempenha um papel fundamental na estabilidade longitudinal, permitindo que os pilotos controlem o movimento da aeronave em torno do eixo lateral, conhecido como arfagem. Este componente, aparentemente simples, é responsável por controlar a inclinação do nariz da aeronave para cima ou para baixo, afetando diretamente a altitude da aeronave durante o voo. A eficácia do profundor é crucial para a segurança e o desempenho em todas as fases da viagem, desde a decolagem até o pouso, como pode ser visto na Figura 9.

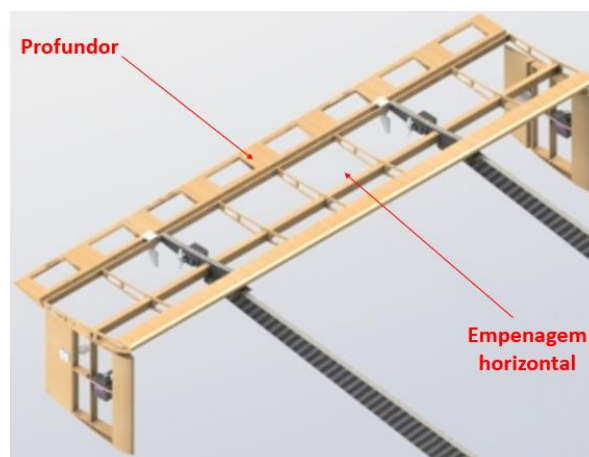


FIGURA 9. Planta de localização do profundor. Fonte: autoria própria.

Para calcular o torque no profundor, será preciso conhecer a maior carga atuante na empenagem horizontal (P_{total}). Assim se pode encontrar a maior carga atuante no profundor e de forma semelhante ao aileron é possível determinar o torque (kgf.cm) a partir da Equação 19, utilizando desta vez o P_{total} .

$$T = I_t P_{total} \quad (19)$$

2.3.3 LEME

Localizado geralmente na extremidade traseira da cauda, o leme desempenha um papel fundamental na manutenção da estabilidade e na direção durante o voo. Ao ajustar o ângulo do leme, os pilotos podem controlar a direção da aeronave em torno do eixo vertical, permitindo que ela gire em torno de seu próprio eixo, conhecido como guinada. O leme poderá ser visualizado na Figura 10.

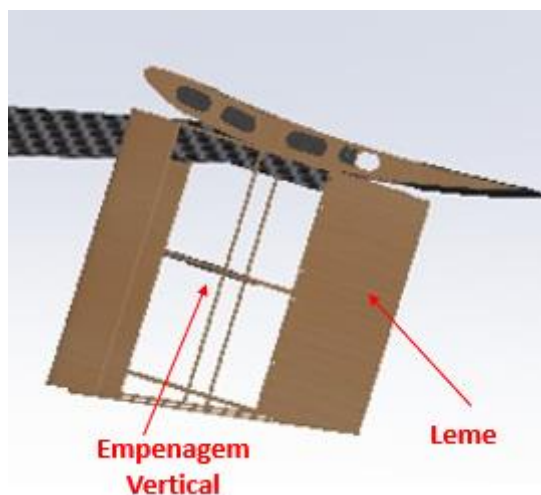


FIGURA 10. Planta de localização do leme. Fonte: autoria própria.

Para calcular a carga no leme, é necessário conhecer as cargas atuantes na empenagem vertical. Será utilizada La_2 (carga de sobre-rajada), de maneira similar ao aileron e profundor sendo possível determinar o torque (kgf.cm) a partir da Equação 20, atentando-se para utilização dessa vez do La_2 .

$$T = I_t La_2 \quad (20)$$

2.4 DISTRIBUIÇÃO DE SUSTENTAÇÃO

A distribuição de sustentação é um conceito fundamental na aerodinâmica das aeronaves, desempenhando um papel vital no equilíbrio e na capacidade de voo seguro e eficiente. A maneira como a sustentação é distribuída ao longo da asa é um fator crítico que afeta a estabilidade, o controle e o desempenho durante todas as fases do voo, desde a decolagem até o pouso, ficando evidente tal distribuição na Figura 11.

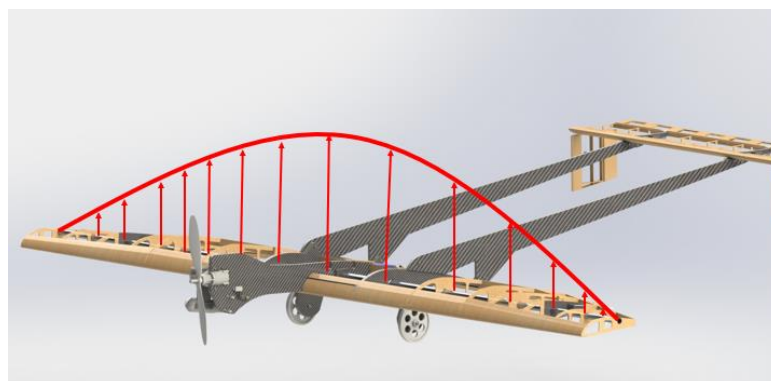


FIGURA 11. Distribuição de sustentação ao longo da envergadura. Fonte: Autoria própria.

Para melhor sistematizar as informações, se esquematiza no fluxograma da Figura 12, o processo no qual o código, para obter a distribuição de sustentação, necessitará saber do usuário qual a geometria da asa. Após a definição e juntamente com os dados de entrada já informados no código, será possível a plotagem do gráfico de distribuição de sustentação ao longo da envergadura.

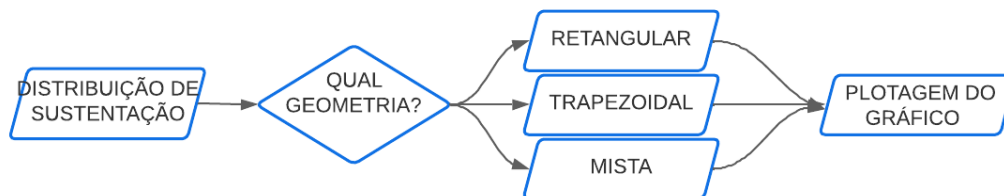


FIGURA 12. Fluxograma do processo para determinar a distribuição de sustentação. Fonte: Autoria própria.

Segundo [1], a partir da teoria da linha sustentadora de Prandtl e aplicação do teorema de Kutta-Joukowski, foi utilizado um modelo simplificado de distribuição de sustentação por aproximação de Schrenk, método este que utiliza a interpolação da asa da aeronave escolhida com a asa elíptica. Para distribuição de Schrenk foram usadas as Equações 21, 22 e 23, respectivamente.

$$L(y)_e = \frac{4L}{b\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{B}\right)^2} \quad (21)$$

$$L(y)_t = \frac{2L}{(1+\lambda)b} \left[1 + \left(\frac{2y}{b}(\lambda - 1)\right) \right] \quad (22)$$

$$L(y)_s = \frac{L(y)_t + L(y)_e}{2} \quad (23)$$

Para esboçar cada curva no gráfico obtém-se L fazendo N_{max} pelo W , e fazendo a variação da envergadura, como mostrado na Figura 13.

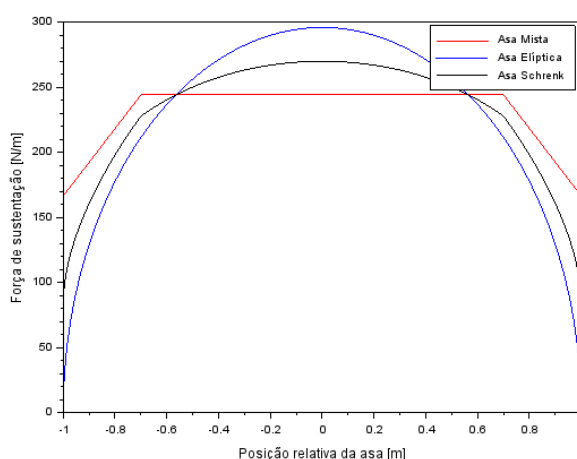


FIGURA 13. Distribuição da sustentação segundo a envergadura da asa. Fonte: autoria própria.

2.5 CARGAS NA CORDA

As cargas na corda de uma aeronave são um elemento crítico para o funcionamento seguro e eficiente. A corda, que é a medida da distância entre a borda dianteira e a borda traseira de uma asa (ou outra superfície aerodinâmica), desempenha um papel fundamental na geração de sustentação e na aerodinâmica geral da aeronave. Dialogando com os estudos de [2] e [3], a maneira como as cargas são distribuídas ao longo da corda é essencial para a estabilidade, o controle e o desempenho durante todas as fases do voo. Compreender a

distribuição de carga na direção da corda e sua influência é fundamental para projetar aeronaves seguras e eficientes, bem como para operá-las adequadamente.

De acordo com distribuição de pressão P ao longo do perfil gerada pelo XFLR5® é possível plotar um gráfico que mostra a curva correspondente a essa distribuição.

A partir da curva de distribuição de pressão no perfil, realizou-se uma integração para encontrar a força atuante no mesmo, por meio das equações 24, 25 e 26.

$$\int P(x) dx \quad (24)$$

$$A = c_{m_a} L \quad (25)$$

$$F_c = \int P(x) A dx \quad (26)$$

Onde c_{m_a} é a corda média aerodinâmica e L é a distância entre os perfis, seu valor é obtido experimentalmente.

2.6 CARGAS NA FUSELAGEM

A determinação das cargas atuantes na fuselagem de um avião é um dos pilares fundamentais de um projeto de engenharia aeronáutica. Essa análise minuciosa é essencial para garantir a segurança e eficiência das aeronaves. A importância desse processo, que envolve a avaliação das forças aerodinâmicas, mecânicas e gravitacionais que atuam sobre a estrutura da aeronave. A compreensão dessas cargas é essencial para um bom dimensionamento de uma aeronave, de acordo com [2] e [3].

Ainda segundo [2] para as cargas na fuselagem têm-se as solicitações horizontal e vertical. Para cada força aplicada será gerado um momento. Para determinar esses valores utilizaremos as equações 27 e 28.

$$S_v = La_2 I(vt) \quad (27)$$

$$S_h = P_{total} I(ht) \quad (28)$$

Onde La_2 é a maior carga atuante na empenagem vertical, $I(vt)$ é o braço da empenagem vertical em relação ao CG (Centro de Gravidade) do avião, P_{total} será a maior força atuante na empenagem horizontal e $I(ht)$ será o braço da empenagem horizontal em relação ao CG do avião.

3. RESULTADOS

Neste estudo, empregamos uma abordagem computacional baseada em Scilab para determinar com precisão as forças atuantes em uma aeronave em diversas situações de voo. O uso deste software altamente versátil e poderoso permitiu uma análise detalhada das forças aerodinâmicas e mecânicas que afetam a aeronave durante o voo.

Foram utilizados os dados da Aeronave Fênix, protótipo da equipe PegAzuls AeroDesin do ano de 2019, que pode ser visualizada na Figura 14. No ano de 2019 a equipe se classificou pela primeira vez entre as dez primeiras equipes do Brasil na classe Regular. Os principais dados podem ser visualizados na Tabela 1.

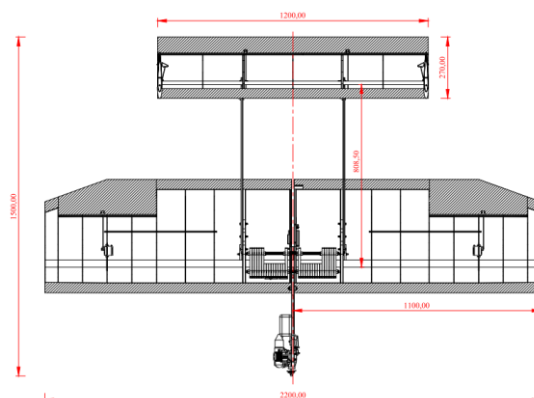


FIGURA 14: Vista superior da planta do avião da equipe PegAzuls do ano de 2019. Fonte: autoria própria.

TABELA 1. Dados de entrada do código. Fonte: autoria própria

Inputs	
Área da asa (m ²)	1,0725
CMA(m)	0,49
C _{Lmax}	2,3952
Inclinação da curva C _L ×α (rad ⁻¹)	4,0389
Velocidade Máxima (m/s)	28
Maximum Takeoff Weight - MTOW (kg)	14,00
Fator de carga	2
Distância entre perfis (m)	0,20

Após a entrada dos dados, o usuário escolhe qual informação deseja receber através de um menu, que pode ser visualizado na Figura 15

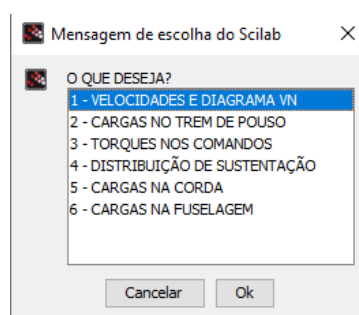


FIGURA 15. Menu de opções do código. Fonte: autoria própria.

Ao escolher a opção desejada e confirmar, o código calcula e apresenta os outputs em segundos. Para os dados da aeronave de 2019, temos os seguintes outputs para cada opção do menu de escolha (Tabela 2):

TABELA 2. Dados de saída do código. Fonte: autoria própria. Outputs		
Velocidades estruturais	Velocidade de estol (m/s)	9,77
	Velocidade de manobra (m/s)	13,82
	Velocidade de cruzeiro(m/s)	25,20
	Velocidade de mergulho(m/s)	31,50
Cargas no trem de pouso principal	Carga vertical-Vr (N)	254,19
	Carga horizontal-Dr (N)	33,33
	Carga lateral-srr (N)	17,33
	Carga lateral-srrr(N)	11,00
Cargas na triquilha	Carga vertical (Vf)(N)	309,01
	Carga horizontal no eixo (Df)(N)	247,21
	Carga horizontal no eixo (Ff)(N)	121,61
	Carga lateral no solo (Sf)(N)	216,31
Torques nos comandos	Torque no profundor (kgf cm)	1,73
	Torque no leme (kgf cm)	3,93
	Torque no aileron (kgf cm)	8,52
Cargas na corda	Carga na corda na raiz da asa(N m)	0,01441
	Carga na corda na ponta da asa(N m)	0,00576
	Carga na corda no intermédio da asa(N m)	0,02161
Cargas na Fuselagem	Solicitação vertical(N m)	19,22
	Solicitação Horizontal(N m)	109,67

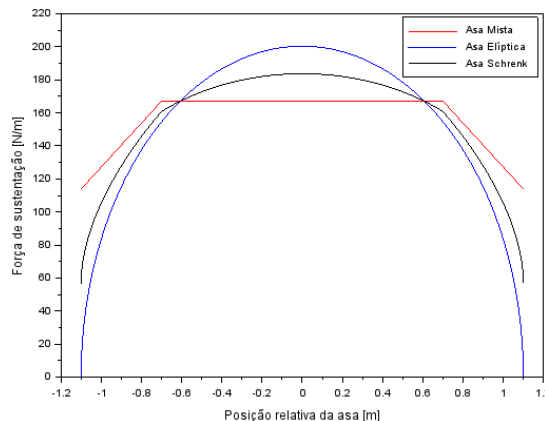


FIGURA 15: Distribuição de sustentação ao longo da envergadura Fonte: autoria própria.

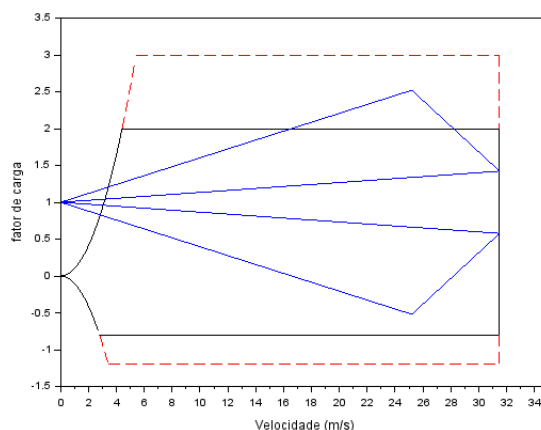


Figura 16: Diagrama V-N para aeronave de 2019 da equipe PegAzuls. Fonte: autoria própria.

4. CONCLUSÃO

A elaboração do código em Scilab e determinação das forças atuantes é um tema bastante intrigante. A limitação de bibliografias práticas, aplicadas ao Aerodesign tornou o processo de construção dessa pesquisa desafiador e seus resultados ainda mais valiosos.

A mesclagem da programação com a engenharia é essencial para aumentar a eficiência dos projetos, melhorando e automatizando diversos processos que antes eram feitos de forma manual.

A utilização do código em Scilab tornou o processo de planejamento e construção da aeronave mais rápido, otimizando os processos. Sua validação foi dada com base nos dados obtidos por meio do projeto de construção de uma aeronave no ano de 2019, onde a mesma submeteu-se a competição em âmbito nacional, disputando com diversas equipes de faculdades renomadas e com estudos direcionados a área da engenharia, obtendo classificação dentro do top 10 das melhores equipes do Brasil.

Os resultados obtidos demonstraram a eficácia do código em Scilab na determinação das cargas atuantes, comparados ao relatório da equipe de 2019 foi muito semelhante, trazendo confiabilidade visto que foi um projeto de sucesso.

A velocidade das determinações das forças na aeronave, a precisão dos dados aliado a possibilidade de teste em diversas configurações são os pontos mais importantes do presente trabalho, ratificando a importância do uso do código.

5. AGRADECIMENTOS

Gostaria de expressar meus sinceros agradecimentos a todos que contribuíram para a conclusão deste Trabalho de Conclusão de Curso. Em primeiro lugar, expresse minha profunda gratidão ao meu orientador Luís Morão, pela orientação valiosa, paciência e apoio ao longo deste processo. Seu conhecimento da área, poder de questionamento e feedbacks foram fundamentais para o desenvolvimento deste trabalho. Agradeço também aos professores que compartilharam seus conhecimentos durante minha jornada acadêmica, moldando minha compreensão sobre o tema. À minha família, minha querida namorada Carol, que me deu forças e apoio quando mais precisei e fez com que tudo desse certo, amigos e colegas de classe, especialmente à equipe PegAzuls AeroDesign, agradeço pelo constante incentivo e compreensão nos momentos desafiadores. Este trabalho não

seria possível sem o apoio de vocês. Por fim, agradeço à UFERSA por proporcionar um ambiente propício ao aprendizado e crescimento acadêmico. Este trabalho é fruto de esforço coletivo e colaboração, e estou profundamente grato por fazer parte dessa comunidade acadêmica.

6. REFERÊNCIAS

- [1] Scilab Group, Introduction to Scilab - User's Guide. Disponível em: <http://cermics.enpc.fr/scilab_new/site/Liens/intro/intro.html>.
- [2] ISCOLD, Paulo. **Introdução às Cargas nas Aeronaves**. Centro de Estudos Aeronáuticos da Escola de Engenharia Universidade Federal de Minas Gerais - UFMG, Belo Horizonte, 2002. Disponível em: <<https://demec.ufmg.br/cea/Bibliografia/cargasnaaeronaves.pdf>>. Acesso em: 14 de agosto de 2023.
- [3] BARROS, Claudio Pinto. **Introdução ao Projeto de Aeronaves Leves**. Centro de Estudos Aeronáuticos – CEA, Universidade Federal de Minas Gerais – UFMG, Belo Horizonte, 2001.
- [4] JAR-VLA 423. **Horizontal tail surfaces: Manoeuvring loads**. 1990.
- [5] JAR-VLA 479. **Level landing conditions**. 1990.
- [6] JAR-VLA 483. **One-whell landing condition**. 1990.
- [7] RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign**: Aerodinâmica e Desempenho – 1 ed. Salto-SP: www.engbrasil.eng.br, 2014. 320p. Disponível em: <<https://www.abul.org.br/biblioteca/128.pdf>>. Acesso: 15 de setembro de 2023.
- [8] REDERODE, Vasco de. **Aerodinâmica incompressível**: Fundamentos. Lisboa: IST Press, 2014. 735 p.
- [8] XFLR5. XFLR5 V6.02 **Guidelines**: Analysis of Foils and Wings Operating at Low Reynold Number. 2013.
- [9] Equipe PegAzuls AeroDesign. **Relatório Geral da Equipe**. Universidade Federal Rural do Semi-Árido – UFERSA, 2019.
- [10] BRASIL. Ministério da Defesa. Comando da Aeronáutica. DECEA. Departamento de Controle do Espaço Aéreo. **FCA 105-3 Códigos Meteorológicos METAR e SPECI**. Rio de Janeiro, 2017. Disponível em: <https://publicacoes.decea.gov.br/?i=publicacao&id=4513>. Acesso em: 01/09/2020.

7. Apêndice A1 (Não Obrigatório)