

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

CARGAS E ESTRUTURAS APLICADOS AO PROJETO AERODESIGN

Ricardo Medeiros Rodrigues, ricardo.medeiros@engmecanico.com.¹
Diógenes Sanches Batista, diogenes.sanches.160@gmail.com.¹
Paulo César Marques Doval, paulo.doval@ifma.edu.br.¹
Bruno de Alencar Carneiro, brunoalnk@hotmail.com.¹
David Berg da Conceição Pinho, david_berg992@hotmail.com.¹
Gabriel Castro Viegas, gcastroviegas@gmail.com.¹
Rayanne Pinto Costa, rayanne_eng@hotmail.com.¹
Egon Henrique Sousa Oliveira, egonoliveira27@gmail.com.¹
Dalmir dos Santos Matos, matosenharia.ma@gmail.com.¹
Rômulo Diêgo Marinho Siqueira, romulodiegos@hotmail.com.¹

¹Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Maranhão, Av. Getúlio Vargas, nº 04- Monte Castelo - São Luis-MA, CEP 65025-001, Brasil.

Resumo:

O estudo de Cargas e Estruturas deste trabalho é voltado para um protótipo de veículo aéreo não-tripulado na competição SAE-Aerodesign Brasil™ desenvolvido pela equipe Guará. O aeromodelo projetado é de pequeno porte objetivando ter um peso máximo teórico sem carga de 3 Kg e ser capaz de levar uma carga útil de 15,5 Kg. Durante o início do estudo estrutural e das cargas da aeronave, são determinadas algumas premissas iniciais como, por exemplo, configurações, materiais dos componentes, limite de peso da aeronave, carga útil, etc. Em seguida, dá-se início a uma estudo analítico utilizando-se softwares de programação de rotinas para o dimensionamento. Nesta análise estão incluídas a composição do diagrama V-N, determinação do CG, o estudo de cargas atuantes em componentes como asa, ailerons e trem de pouso. Após esta etapa, são realizadas simulações computacionais mais precisas por meio de softwares de simulação em FEA na fuselagem para mapeamento das tensões principais sobre a estrutura. Após a obtenção de todos os dados, é possível verificar se a aeronave é teoricamente capaz de suportar as cargas e esforços atuantes na mesma, e então, realizar mudanças de materiais, reprojetar ou reforçar estruturalmente componentes.

Palavras-chave: Cargas, Estruturas, Aerodesign.

1. INTRODUÇÃO

A análise das cargas e estruturas em uma aeronave é de suma importância para seu funcionamento de maneira apropriada e eficaz em relação à descoberta de possíveis falhas nos componentes. Para garantir maior precisão nos dados obtidos analiticamente das cargas atuantes nas estruturas, muitos são os engenheiros que recorrem a soluções computacionais baseadas no método de elementos finitos, a fim de validar seus resultados. Além disso, quando possível, são feitos testes em protótipos de modo a analisar de modo real e prática o comportamento dos componentes.

Segundo Miranda (2014), o projeto estrutural de um avião deve satisfazer certo número de exigências conflitantes, no qual o problema fundamental consiste da relação ótima entre um peso baixo e um custo de produção aceitável, ao mesmo tempo em que este deve assegurar resistência, rigidez e funcionalidade. Através da competição SAE-BRASIL Aerodesign™, estudantes de diferentes cursos, de física a engenharia aeronáutica, têm a possibilidade de vivenciar tais aspectos durante o desenvolvimento de projeto e construtivos.

No campo da aeronáutica, o estudo de cargas é uma atividade multidisciplinar, pois esta tem uma interdependência com outros setores de projeto como aerodinâmica, estabilidade e desempenho, além de servir de base para outras áreas como o projeto estrutural e construção. Segundo Iscold (2005), os cálculos de carga, provenientes das determinações de regulamentos e normas a respeito das condições de velocidade, aceleração e configuração de voo, devem definir as cargas totais atuantes na aeronave, para então ser decompostas nas diversas parcelas que atuam nos componentes da aeronave - asa, empenagem, fuselagem, entre outros.

Nesta decomposição, os esforços atuantes sobre a estrutura da aeronave (forças cortantes, momentos fletores e torçores, etc.) são utilizados para analisar os efeitos estáticos e dinâmicos da estrutura no chamado envelope de voo estrutural. Conforme Miranda (2014), projetar uma estrutura aeronáutica requer uma atenção especial do engenheiro ou projetista, uma vez que este tipo de componente pode apresentar solicitações complexas e incomuns quando comparado a outras estruturas mais simples.

Por isso são exigidas normas de segurança rígidas e extensas, tanto nacionais quanto internacionais, para o processo de desenvolvimento de uma aeronave, conforme peso, tamanho e especificação. No Brasil, temos os RBHA (Requisitos de Homologação Aeronáutica) que, em sua maioria remetem a requisitos internacionais como o FAR (Federal Airworthiness Requirements) e o JAR (Joint Airworthiness Requirements).

2. METODOLOGIA

O projeto de cargas obedece um fluxograma (Fig.1) sendo iniciado com o cálculo do centro de gravidade, seguido da análise do envelope estrutural de vôo, comumente chamado de diagrama V-n, que determina as condições de resistência que a aeronave deve ter para cada combinação de velocidade e de fator de carga. Logo após, são calculadas as cargas considerando a distribuição de sustentação ao longo da asa da aeronave com carregamento de peso máximo de decolagem, através do método de Stender ou do método de aproximação de Schrenk.

Em seguida, são calculadas as cargas atuantes nos ailerons e no trem de aterrissagem para então estipular o fator de carga para o pouso. Logo após, são realizados os cálculos das cargas na empenagem de acordo com o seu perfil, configuração estrutural e material. Após a determinação das cargas e configuração das estruturas mediante aos materiais escolhidos e as variáveis atribuídas, podem ser realizados simulações em CAE, Ansys, Inventor, SolidWorks, etc., em torno da estrutura da aeronave, de modo analisar a suscetibilidade à falha, o fator de segurança da aeronave e a distribuição dos esforços em comparação com os valores obtidos em pré-projeto.

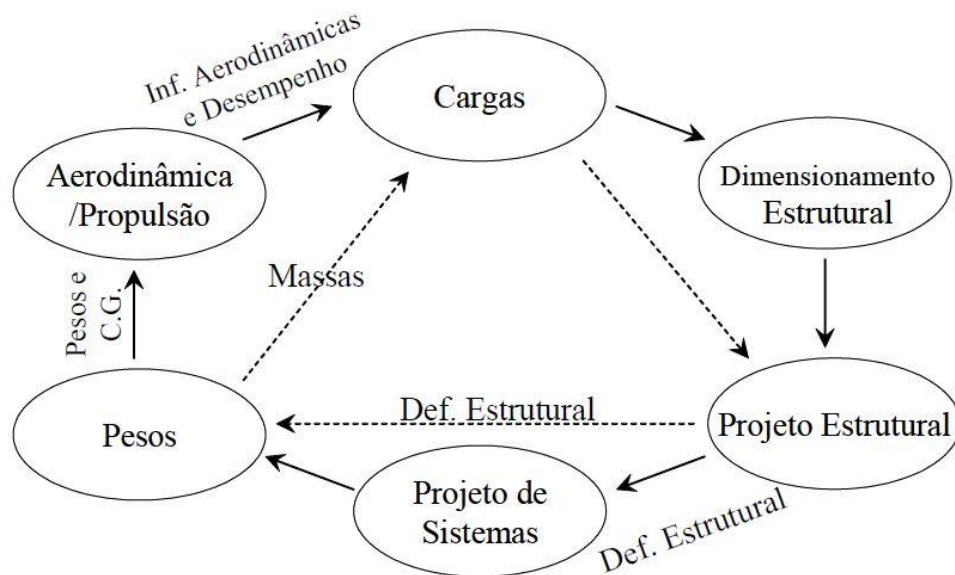


Figura 1. Fluxograma sobre as etapas e inter-relacionamento no projeto.

2.1. Contabilidade do CG

O primeiro passo para análise de cargas é encontrar o centro de gravidade da aeronave. As fórmulas para obtenção do CG em função da porcentagem da corda são, respectivamente, a Eq. (1) e Eq.(2). Nesta etapa, são listados todos componentes do desenho do aeromodelo, no qual são verificados, peça a peça, o centroide dos mesmos – com apoio de programas CAD. Por fim, são tabelados os valores e somados, com as respectivas massas, para a estimativa do centro de gravidade total. Segundo Miranda (2014), a faixa ideal de localização do CG da aeronave deve ser de 25% a 40% da corda da asa.

$$X_{cg} = \frac{\sum W * d}{\sum W} \quad (1)$$

$$\%cg_{\bar{c}} = \frac{X_{cg} - X_w}{\bar{c}} * 100\% \quad (2)$$

Onde:

X_{cg} : Distância do centro de gravidade à referência
 d : Distância do centroide de cada componente à referência
 W : Peso de cada componente da aeronave
 X_w : Distância do bordo de ataque da asa à referência
 c : Comprimento da corda da asa

2.2. Diagrama V-N

O estudo das cargas atuantes na aeronave e o dimensionamento das estruturas necessárias para suportá-las de maneira eficiente inicia-se com a análise teórica do desempenho estrutural de voo, através da relação velocidade x fator de carga (explicitada no Diagrama V-N), calculadas para velocidades de manobra e de rajada.

2.2.1 Manobra

A construção do diagrama de manobra possui como referência as normas da CS-VLA 23 - Certificação Europeia de Especificações para Aeronaves Ultraleves, e da FAR Part-23 seção 335, que são referências e preenchem os requisitos de aeronavegabilidade do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC Part 25). Este diagrama limita o fator de carga vertical em função da velocidade de voo. Apresentam limites aerodinâmicos, estruturais e aeroelásticos, seu modelo matemático é representado pelas equações Eq. (3), Eq. (4), Eq.(5) e Eq.(2); Segundo Iscold (2005), elas são definidas:

$$v_{estol} = \sqrt{\frac{2 * W}{\rho * S * C_{L\max}}} \quad (3)$$

$$v_c < 0.9 * v_{m\acute{a}x} \quad (4)$$

$$v_d > 1.25 * v_{m\acute{a}x} \quad (5)$$

$$v_a > v_s \sqrt{n} \quad (6)$$

Onde:

v_{estol} : Velocidade de estol
 ρ : Densidade do ar
 S : Área total de Asa
 $C_{L\max}$: Coeficiente de Sustentação Máximo
 v_c : Velocidade de Cruzeiro
 v_d : Velocidade de Mergulho
 v_a : Velocidade de Rajada

2.2.2 Rajada

A velocidade de projeto para a máxima intensidade de rajada (V_b), ela determina os fatores de carga em função da velocidade de projeto e características da aeronave. Normalizada pela FAR Part 23 na seção 23.335 parágrafo (d), é delimitada pela intersecção da linha representando a máxima sustentação positiva, ($C_{L\max}$) e a linha representando a velocidade de rajada de ar turbulento, ou $v_s \sqrt{n_g}$ (a menor das intersecções), onde n_g é o fator de carga de rajada positivo da aeronave, na velocidade de cruzeiro, referida segundo a representação no SI pela Eq. (7).

$$n_g = 1 \pm \frac{k_g * U_{de} * v_c * a * S}{498 * \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (7)$$

V_s é a velocidade de estol com flapes recolhidos. Entretanto, com os efeitos de compressibilidade é necessária uma equação empírica para determinar a velocidade de rajada, Eq(8):

$$v_{B\min} = v_s \sqrt{1 \pm \frac{k_g * U_{de} * v_c * a * S}{498 * \left(\frac{W}{S}\right)}} \quad (8)$$

Onde k_g é o fator de alívio de rajada, deduzido segundo a Eq. (9):

$$k_g = \frac{0,88 * \mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (9)$$

μ_g representa a relação de massa, obtida sob a seguinte relação, Eq(10):

$$\mu_g = \frac{2 * (W/S)}{\rho * g * \bar{c} * a} \quad (10)$$

2.3 Cargas Atuantes na Asa

O estudo das cargas atuantes na aeronave surge como necessidade de análise local de estruturas da aeronave no qual estão submetidas a cargas críticas e deve-se calcular sua resistência e simular o efeito dos esforços nos definidos elementos. A começar pela carga principal, a asa. Para determinar os esforços sobre a asa utilizou-se o método de aproximação de Schrenk, que permite estimar a distribuição de circulação $\Gamma(y)$ ao longo da envergadura da asa. Além disso, aplicando o teorema de Kutta-Joukowski é possível determinar também qual será a força de sustentação atuante em cada seção ao longo da envergadura.

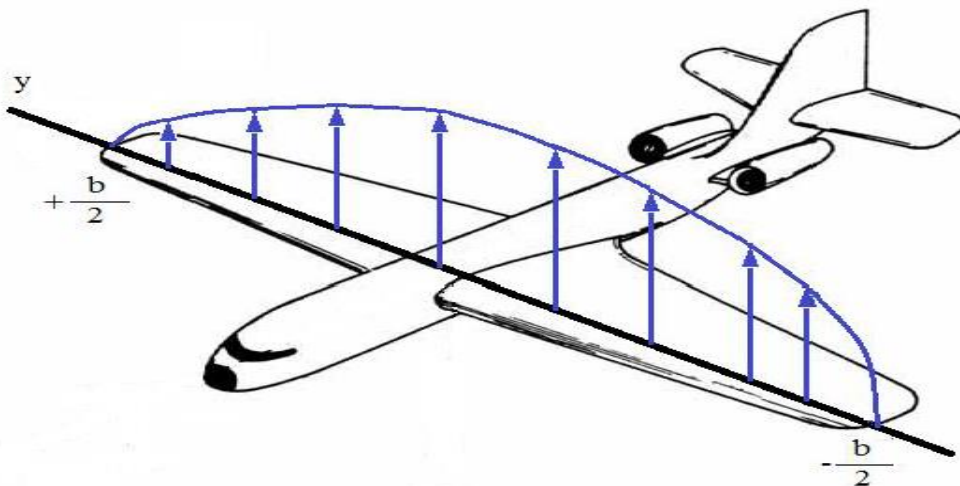


Figura 2. Distribuição de Schrenk ao longo da asa

O método também trabalha com dois modelos ideais de distribuição: a elíptica e a trapezoidal. Onde temos as seguintes equações Eq.(11) e Eq.(12), respectivamente:

$$\Gamma_{(y) \text{ elíptica}} = \Gamma_o * \sqrt{1 - \left(\frac{2 * y}{b}\right)^2} \quad (11)$$

$$\Gamma_{(y) \text{ trapezoidal}} = \frac{2 * L}{(1 + \lambda) * b} * \left\{ 1 + \left[\frac{2 * y}{b} * (\lambda - 1) \right] \right\} \quad (12)$$

Onde:

λ : razão entre a corda na raiz e na ponta da asa

b: envergadura da asa

y: posição ao longo da asa

Como a asa é retangular, temos $\lambda = 1$. Dessa maneira, a distribuição trapezoidal não varia ao longo de y. A aproximação de Schrenk é feita com a média das duas distribuições, Eq.(13):

$$\Gamma_{(y)} = \frac{\Gamma_{(y) \text{ elíptica}} + \Gamma_{(y) \text{ trapezoidal}}}{2} \quad (13)$$

2.4 Cargas Atuantes na Fuselagem

O estudo de cargas na fuselagem representa um ponto bem particular para o projeto AeroDesign, pois cada projeto de aeronave geralmente possui uma forma geométrica diferente para a fuselagem. Basicamente a fuselagem é dividida em duas partes, a frontal que contempla a frente e o compartimento de carga da aeronave e a posterior que contém o “boom” e a fixação da empenagem (Miranda, 2004). Geralmente as cargas atuantes na fuselagem são determinadas pelo peso próprio da mesma, por todos os componentes estruturais ligados a fuselagem e pelas cargas transmitidas pelo motor e pelo trem de pouso para a estrutura da fuselagem. As principais cargas atuantes na fuselagem de uma aeronave são:

- Cargas na empenagem devido a trimagem, manobras, turbulências e rajadas.
- Cargas de pressão na superfície da aeronave.
- Cargas provenientes do trem de pouso devido ao impacto de pouso, taxiamento e manobras no solo.
- Cargas provenientes do sistema propulsivo da aeronave.

2.5 Cargas de Solo e Pouso

A aeronave analisada possui trem de pouso do tipo triciclo sem sistema de amortecimento. Para o trem de nariz a carga estática ideal está na faixa da carga máxima da aeronave e é descrita pela Eq. (14).

CARGA ESTÁTICA MÁXIMA NO TREM DE NARIZ:

$$\frac{W(F - L)}{F} \quad (14)$$

CARGA ESTÁTICA MÍNIMA NO TREM DE NARIZ:

$$\frac{W(F - N)}{F}$$

Onde, F é a distância entre o trem de nariz e o centro do trem de pouso principal. N representa a distância o trem de nariz e o centro de gravidade da parte frontal da fuselagem, e L, a distância entre o trem de nariz e o centro de gravidade da parte traseira da fuselagem.

2.6 Fator de Carga para Pouso

Adotando o fator de carga das reações de solo $n_g = 2,5$, o fator de carga de inércia que atua no centro de gravidade da aeronave será de $n = 3,5$ de acordo com Eq. (15):

$$h = 0,0132 * \sqrt{\frac{W}{S}} \quad (15)$$

2.7 Tipos de Aterrissagens e Módulo das Forças Aplicadas ao Trem de Pouso

As funções principais do trem de pouso são apoiar o avião no solo e manobrá-lo durante os processos de taxiamento, decolagem e pouso. Segundo Miranda (2004), no projeto do trem de aterrissagem considera-se que os suportes reagem somente a cargas longitudinal estando o trem principal sujeito à flexão e torção. O trem de pouso deve resistir às cargas atuantes no solo, além de possuir resistência suficiente para suportar as cargas de impacto no pouso da aeronave.

O peso da aeronave para o cálculo de cargas de pouso deve ser o peso máximo de decolagem conforme descrito na norma FAR-PART 23, as equações para determinar os cálculos estão descrita em Tab. 4.

3 RESULTADOS E DISCUSSÕES

O projeto de cargas é iniciado com o estudo do posicionamento do CG de acordo com o modelado na planta do protótipo.

3.1 Contabilidade do Centro de Gravidade

Os valores foram obtidos conforme Tab.1:

Tabela 1- Posição Xcg e posição do CG em função da percentagem da corda.

RELAÇÕES DO CG COM TANQUE DE COMBUSTÍVEL VAZIO		RELAÇÕES DO CG COM TANQUE DE COMBUSTÍVEL CHEIO	
Posição Xcg (sem carga)	466,83	Posição Xcg (sem carga)	463,43
% da corda em relação ao CG	31,33%	% da corda em relação ao CG	30,41%
Posição Xcg (com carga)	480,94	Posição Xcg (com carga)	479,94
% da corda em relação ao CG	35,15%	% da corda em relação ao CG	34,88%

Enquanto que o limite dianteiro do CG foi de 30,41% da cma com o tanque cheio e sem carga enquanto o limite traseiro foi de 35,15% (tanque vazio, mas com 12 Kg da carga útil), atendendo aos parâmetros [1] de envelope de CG considerados ideais.

3.2 Diagramas V-N Manobra e Rajada

Apartir das análises realizadas foi possível se obter os fatores de cargas para as condições de voo e as forças atuantes em componentes como o trem de pouso e asa. Os valores obtidos encontram-se em Tab.2:

Tabela 2. Velocidades de projeto do diagrama Vn de Manobra

Velocidade	(m/s)
Estol	13,78
Máxima (Desempenho)	38
Mergulho (Vd)	4,75
Manobra Positivo (Va+)	26,84
Manobra Negativo (Va-)	-16,86
Cruzeiro (Vc)	34,20

Os valores obtidos encontram-se na seguinte Tab.3:

Tabela 3. Velocidades de projeto do diagrama Vn Rajada

Rajada			Unidade
μg		22,977	
Kg		0,715	
Ude (Cruzeiro)		15,24	m/s
U (Cruzeiro)		$\pm 7,62(1-\cos(2\pi S/9,25))$	
Ude (Mergulho)		7,62	m/s
U (Mergulho)		$\pm 3,81(1-\cos(2\pi S/9,25))$	
Cruzeiro	n+	4,544	
	n-	-2,544	
Mergulho	n+	3,531	
	n-	-1,531	

A partir das fórmulas de manobra e rajada é possível obter o Diagrama V-n de manobra e de rajada:

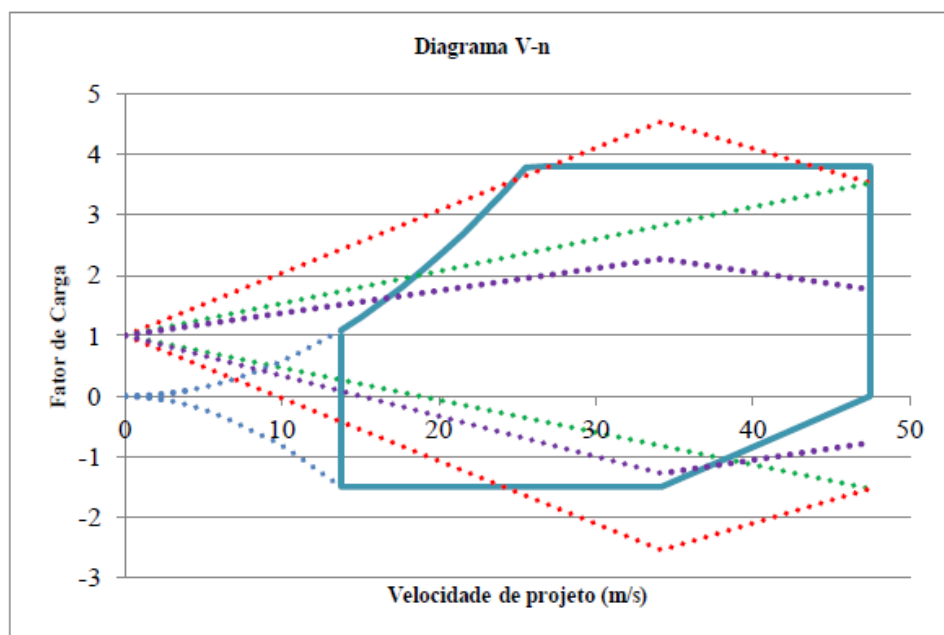


Figura 2. Diagrama V-N de rajada e manobra

O diagrama V-n, na Fig. 2, obtido nos fornece dados acerca da limitação estrutural da aeronave em função de velocidade e voo e aos fatores de carga submetidos. No caso do nosso aeromodelo, pode se observar que a velocidade de estol apresenta fator de carga igual a 1, uma vez que que essa é a velocidade mínima a qual se pode ter um voo reto e nivelado, nesta velocidade sustentação é igual a peso. A velocidade de manobra (V_m) positiva obtida foi de 26,84 m/s o que proporciona um fator de carga próximo a 3,7, o que significa dizer que este é o fator de carga limite da aeronave, isto é acima deste valor poderá ocorrer deformação permanente mais sem ruptura na estrutura. A aeronave para voar em velocidade acima da V_m precisará que apresente um coeficiente de sustentação menor que o máximo, isto é, que apresente menores ângulos de ataque, assim, o fator de carga não seria ultrapassado. A velocidade de mergulho (V_d) obtida foi de 47,5, esta é uma velocidade crítica e deve ser evitados, valores acima dela podem causar falhas na aeronave.

Com relação ao diagrama de rajada, nesse envelope, as linhas coloridas que se apresentam seus pontos dentro do envelope de manobra asseguram a integridade física da aeronave. O diagrama de rajada nos possibilita saber se a estrutura aguentara as rajadas de vento durante o voo.

3.2 Distribuição de Schrenk ao longo da asa

A distribuição de Schrenk é um método aproximado que permite se obter a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa. Esse método foi usado, pois a asa projetada era de forma retangular, e esse método fornece a sustentação para uma asa de qualquer geometria diferente da elíptica. A distribuição de Schrenck (Fig. 3) fornece a máxima força de sustentação de 350 N no meio da envergadura, os valores decrescem a partir do meio simetricamente.

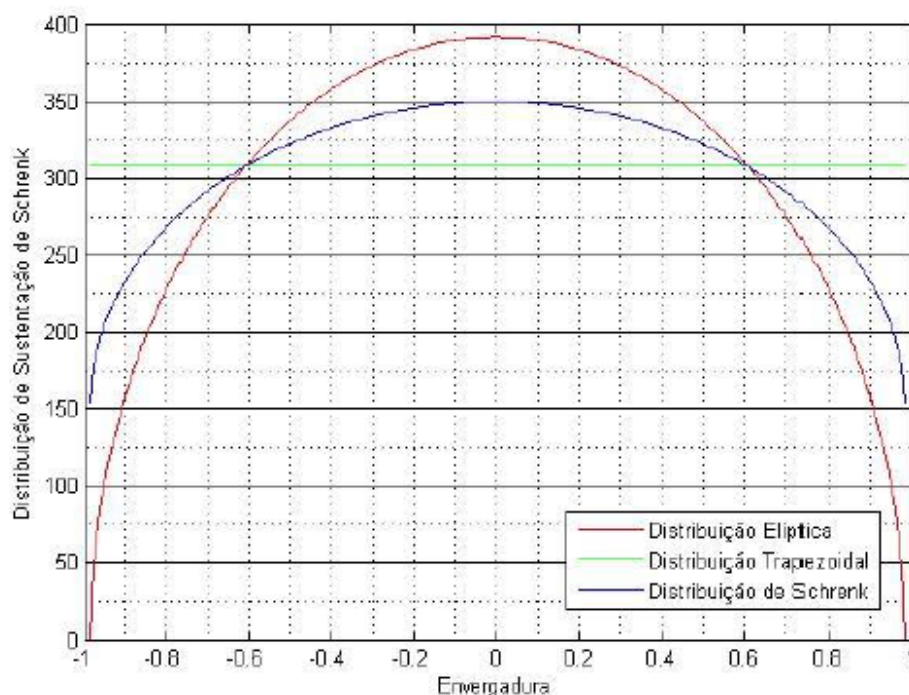


Figura 3. Distribuição da sustentação de Schrenk ao longo da envergadura.

3.3 Fuselagem

Durante a simulação foram considerados forças e momentos gerados na estrutura quando estática. Após a simulação observou-se que a tensão máxima na estrutura é 38,62 Pa e as deformações resultantes das forças aplicadas. Com essa análise revelou-se as áreas mais suscetíveis a grandes deformações, com isso fez-se a introdução de outros materiais a fim de incrementar a resistência dessas áreas, como foi o caso do uso do sanduíche de honeycomb com fibra de vidro que apresenta uma boa resistência e leveza.

Foi realizada uma análise através do programa ANSYS (Fig.4 e Fig.5) que revelou as áreas mais suscetíveis a grandes deformações, com isso fez-se a introdução de outros materiais a fim de incrementar a resistência dessas áreas, como foi o caso do uso do sanduíche de *honeycomb* com fibra de vidro que apresenta uma boa resistência e leveza. A estrutura da fuselagem foi definida para ser de haste fibra de carbono, amarrada com kevlar nas conexões.

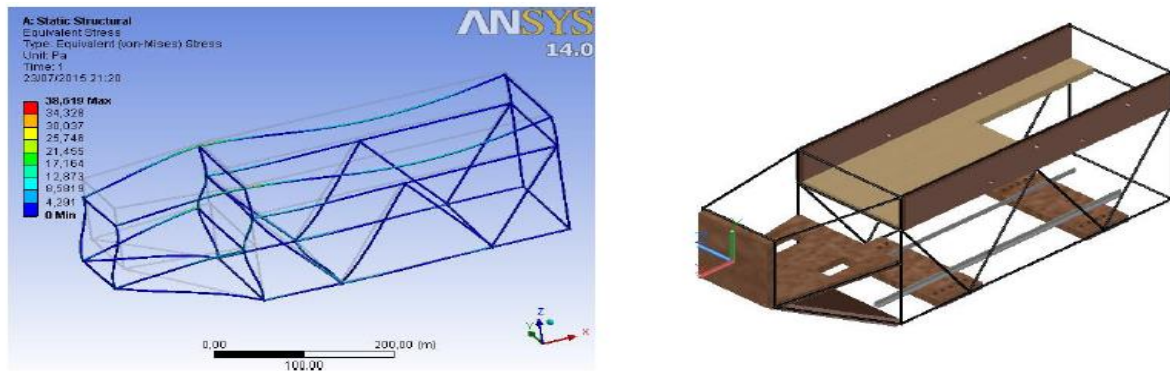


Figura 4. (a) Análise Estrutural da fuselagem; (b) Fuselagem completa

3.4 Cargas de Solo e Pouso

Tabela 4. Módulos de forças – Aterrissagem em 3 pontos.

Módulo de Forças – Aterrissagem em 3 pontos	Equação	Forças
1 – Componente Vertical no trem principal (em cada roda)	$V_m = \frac{W}{2} * n_g * \left(\frac{b - \mu * h}{a + b} \right)$	9,841 N ou 1,003 kgf
2 – Componente horizontal no trem principal (em cada roda)	$H_m = \mu * V_m$	2,952 N ou 0,301 kgf
3 – Energia absorvida no trem principal (em cada roda)	$E_m = \frac{W * V^2}{2 * g} * \left(\frac{b - \mu * h}{a + b} \right)$	2,74 N.m
4 – Componente vertical no trem de nariz	$V_n = W * n_g * \left(\frac{a + \mu * h}{a + b} \right)$	299,729 N ou 30,564 kgf
5 – Componente horizontal no trem de nariz	$H_m = \mu * V_m$	89,919 N ou 9,169 kgf
6 – Energia absorvida no trem de nariz	$E_m = \frac{W * V^2}{2 * g} * \left(\frac{a + \mu * h}{a + b} \right)$	41,811 N.m

Tabela 5. Módulos de forças – Aterrissagem nas 2 rodas.

Módulos de Forças – Aterrissagem nas duas rodas	Equação	Forças
1 – Componente vertical no trem principal (em cada roda)	$V_m = \frac{W}{2} * n_g * \left(\frac{b - \mu * h}{a + b} \right)$	199,57 N ou 20,36 kgf
2 – Componente horizontal no trem principal (em cada roda)	$H_m = \mu * V_m$	59,86 N ou 6,10 kgf
3 – Energia absorvida no trem principal	$E_m = \frac{W * V^2}{2 * g}$	44,56 N.m

Tabela 4. Módulos de forças – Aterrissagem nas 2 rodas (componentes vertical e horizontal da roda).

Módulos de Forças – Aterrissagem nas duas rodas	Equação	Forças
1 – Componente vertical no trem principal (em cada roda)	$V_m = \frac{W}{2} * n_g * \left(\frac{b - \mu * h}{a + b} \right)$	399,12 N ou 40,72 kgf
2 – Componente horizontal no trem principal (em cada roda)	$H_m = \mu * V_m$	119,73 N ou 12,21 kgf

4 CONCLUSÃO

A análise permite a otimizar e organizar o design do projeto, simulando conceitos e cenários antes da tomada de uma decisão final. Análise de cargas foi realizada com os valores de forças e momentos máximos que são aplicados aos na estrutura, na forma de esforços solicitantes ao longo dos componentes estruturais. Portanto, o estudo feito é o dimensionamento base utilizado na competição SAE Brasil Aerodesign e considerando o modelo matemático para cálculo de cargas e a variação dos parâmetros, além de estabelecer as limitações de velocidades impostas por diversos fatores para estrutura do aeromodelo. Neste projeto apresentado, em particular, todas essas ações permitiram que o aeromodelo estudado foi configurado dentro das condições de aplicação do seu propósito final (competição da SAE) e pode-se comprovar a eficiência estrutural deste e que ele pode operar de modo adequado. Logo esse estudo torna-se

sendo muito importante para o desenvolvimento do aluno de engenharia e cursos relacionados, pois ele trabalha todos os conceitos de projeto e execução em engenharia.

5 AGRADECIMENTOS

Agradecemos o apoio do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Maranhão - Monte Castelo.

6 REFERÊNCIAS

- Anderson, J.D., 1999, "Aircraft Performance and Design", Ed. McGraw Hill, New York, USA, pp 336-341.
- Allen, D.H., Haisler, W. E., 1985, "Introduction to Aerospace Structural Analysis", Ed. John Wiley & Sons, New York, USA, pp 229-233.
- Certification Specifications for Very Light Aeroplanes, "Amdt. 1 Combined, Sub-Part 3: Structure", Book 1, European Union.
- Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2001, "Part 23 Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes, Sub-Part C: Structure", USA, pp 21-35.
- Iscold, P. H., 2006, "Introduction to Loads at Aircraft", UFMG, Belo Horizonte, Brazil, pp 9-174.
- Megson, T.H.G., 2007, "An Introduction to Aircraft Structural Analysis", 4th Ed, Elsevier, Burlington, MA, USA, pp 327-370.
- Rodrigues, L. E. M., 2010, "Aeronautical Engineering Fundamentals – SAE-AeroDesign Project Applications", Vol. 2, 1st Ed, IFSP, São Paulo, Brazil, pp 73-156.
- Rosa, E., 2006, "Introduction to Aeronautical Project", UFSC/GRANTE, 1^a Ed, Florianópolis, Brazil, pp 201-246.
- Santos, A.C.R., Ferreira, E.H.F., Silva, A.A., et al., 2011, "Design of a Rectangular Cross-Section Spar Applied to Wings of Aircrafts Used In SAE Brazil Aerodesign Competition", XXXIX Brazilian Congress of Education at Mechanical Engineering, Blumenau, Brazil.

LOAD AND STRUCTURE STUDIES APPLIED TO AERODESIGN PROJECT

Ricardo Medeiros Rodrigues, ricardo.medeiros@engmecanico.¹

Bruno de Alencar Carneiro, brunoalnk@hotmail.com¹

David Berg da Conceição Pinho, david_berg992@hotmail.com¹

Gabriel Castro Viegas, gcastroviegas@gmail.com¹

Rayanne Pinto Costa, rayanne_eng@hotmail.com¹

Diógenes Sanches Batista, diogenes.sanches.160@gmail.com¹

Egon Henrique Sousa Oliveira, egonoliveira27@gmail.com¹

Marcos Paulo Ferreira de Assunção, marcospaulo_04@hotmail.com²

Dalmir dos Santos Matos, matosengenharia.ma@gmail.com.¹

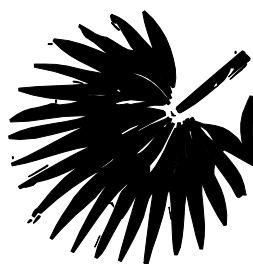
¹Federal Institute of Education, Science and Technology of Maranhão, Av. Getúlio Vargas, nº 04- Monte Castelo - São Luis-MA, CEP 65025-001, Brazil.

²Federal University of Maranhão, Av. dos Portugueses, s/n, Campus Universitário do Bacanga – São Luis-MA, CEP 65085-580, Brasil

Abstract.

The study of the loads and structures of this work is focused on a model airplane competition SAE-Aerodesign-Brazil, developed by Guarú team. The model aircraft is designed to be small, aiming at having a theoretical maximum unloaded weight of 3 kg and able to carry a payload 15,5Kg. To initiate the structural study and aircraft charges, first we determined some initial assumptions, such as settings of the component materials, the aircraft weight limit, payload, and so on. Then, an analytical study was performed, in which a Matlab program was utilized. Analytical studies include Diagram V-N, determining the CG, acting loads on components such as wings, ailerons, and the landing gear. They were also studied through computer simulations using the Ansys program in which the fuselage was checked for the most vulnerable points. After obtaining all the data, it is possible to check whether the aircraft is theoretically capable of supporting the acting loads and efforts with which it will be subjected to, and make changes, starting with chosen materials, redesign of components, or to strengthen structural components.

Keywords: Load, Structure, Aerodesign.



CONEM 2016

CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA



21 - 25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ