

OTIMIZAÇÃO TOPOLÓGICA DE UMA AERONAVE UTILIZANDO O SOFTWARE AUTODESK INVENTOR

Paulo Henrique Matavelli Junior

Marcelo Araujo da Silva

phmatavelljr@yahoo.com.br

marcelo.araujo@ufabc.edu.br

Universidade Federal do ABC

Alameda da Universidade 09606-045, São Bernardo do Campo – SP, Brasil.

Abstract. *This work intends to perform the topological optimization of the Cessna 172 Skyhawk aircraft, with the objective of reduce its mass, using the software Autodesk Inventor. Given a choice among several options, the optimization is related to the choice that is the best possible, considering criteria and limitations, such as available resources and design requirements, which directly impact the analysis, manufacturing, sales research and development of the design of an aeronautical product (Silva and Brazil, 2017) [1.] After structural and performance studies, each part of the chosen aircraft will be modelled in the Autodesk Inventor software. Boundary conditions and loading applications will be carried out, simulating different flight assumptions, in order to make optimization consistent with the reality; afterwards, the topological optimization will be carried out in this software, followed by analysis.*

Keywords: *Topological optimization, Mass reduction, Autodesk Inventor, Boundary Conditions, Cessna 172 Skyhawk.*

INTRODUÇÃO

A otimização topológica é uma ferramenta muito importante na engenharia, sendo responsável por minimizar a massa e manter o desempenho no design de um produto aeroespacial, por exemplo (Zhu, Zhang e Xia, 2015) [2.] Considerando que os recursos existentes na concepção destes produtos são limitados, procura-se pela forma mais prática de realizar este tipo de otimização, como por exemplo o uso de softwares, como o Inventor, que foi escolhido para realizar o presente trabalho. Este aplicativo da Autodesk oferece diversas ferramentas profissionais para projetos mecânicos 3D, além de também oferecer a otimização topológica [3.]

1 DESCRIÇÃO DO PROBLEMA

Definiu-se como aeronave de estudo o Cessna 172 Skyhawk (Figura 1), o mais popular monomotor de treino, muito utilizado por pilotos estudantes [4.]



Figura 1. Cessna 172 Skyhawk

Deseja-se otimizar topologicamente cada parte principal da aeronave escolhida (fuselagem, asas, estabilizadores verticais e horizontais, hélice e trem de pouso), reduzindo sua a massa final, o que implica também em uma redução de custo para concebê-la. Para que a implementação computacional e estudos sejam realizados, as especificações a seguir são cruciais.

1.1 Especificações da aeronave Cessna 172 Skyhawk

Tabela 1. Medidas da aeronave de estudo

Medida	Valor
Comprimento	8.28 m
Altura	2.72 m
Envergadura	11.00 m
Área da Asa	16.17 m ²

Tabela 2. Interior da Cabine

Medida	Valor
Comprimento	3.61 m
Altura	1.22 m
Largura	1.00 m
Máximo de Ocupantes	4

Tabela 3. Capacidade de bagagem

Medida	Valor
Largura	54.40 kg
Volume	0.85 m ³

Os dados presentes nas Tabelas 1-3 são úteis para a realização da modelagem no Autodesk Inventor. Da Tabela 2, extrai-se que a carga devido aos ocupantes, associada a carga de bagagem, são importantes para a determinação dos “Pesos” (Tabela 4 a seguir) da aeronave, que serão utilizados em alguns cálculos de desempenho e futuras análises.

Tabela 4. Pesos

Medida	Valor
Máximo Peso de Rampa	1160.00 kg
Máximo Peso de Decolagem	1157.00 kg
Máximo Peso de Pouso	1157.00 kg
Peso das Asas	107048.00 kg
Peso de Combustível Utilizável	144.00 kg
Volume de Combustível Utilizado	201.00 L
Peso Vazio Básico	757.00 kg
Carga Utilizável	403.00 kg
Carga Paga Máxima	399.00 kg
Carga Paga total de Combustível	259.00 kg

Os “Pesos” são essenciais no estudo e determinação de esforços que atuam na aeronave, como por exemplo o carregamento dinâmico devido ao impacto da aeronave em uma situação de pouso, o qual pode ser modelado e estudado considerando o Máximo Peso de Pouso desta, além de relacionarem-na com outras condições de voo, como subida, descida, cruzeiro e voo em curva (Saarlas, 2007). Cálculos e considerações a respeito do desempenho aeronáutico também são baseados nos “Pesos”, os quais estão intimamente ligados ao envelope de voo (diagrama que relaciona a velocidade com o fator de carga), o qual será melhor explicado no Capítulo 2 do presente trabalho.

Tabela 5. Desempenho

Medida	Valor
Máxima Velocidade de Cruzeiro	63.89 m/s
Máximo Alcance	1185.00 m
Distância de Decolagem	497.00 m
Corrida de Solo	293.00 m
Distância de Pouso	407.00 m
Corrida de Solo	175.00 m
Teto de Serviço	4267.00 m
Máxima Taxa de Subida	3.72 m/s
Máximo Limite de Velocidade	83.89 m/s
Velocidade de Estol	24.72 m/s

Além de serem úteis para estudos relacionados a custos e determinação do envelope de voo, os dados de desempenho são importantes para um estudo final de alcance, por exemplo, já que, considerando que a massa final da aeronave será menor, espera-se um maior alcance desta para a mesma carga paga.

Tabela 6. Especificações do motor

Dados	Valor
Fabricante	Lycoming
Modelo	IO-360-L2A
Potência	134.23 kW
Fabricante da Hélice	McCauley
Descrição	2 lâminas de metal de passo fixo

Nota-se que as especificações do motor também são úteis para questões relacionadas ao desempenho da aeronave, e, como almeja-se uma menor massa para esta, pode-se considerar que o grupo moto propulsor ficará menos sobrecarregado após a otimização topológica.

2 SÍNTESE DA BIBLIOGRAFIA DE REFERÊNCIA

2.1 Esforços sofridos por diferentes elementos da aeronave

Será realizada uma revisão bibliográfica sobre os esforços sofridos por diferentes elementos da aeronave de estudo, abordando assuntos relacionados a materiais e estruturas em projeto de aeronaves, como análise de tensões, método dos elementos finitos, principais carregamentos e esforços (tração, compressão, flexão, cisalhamento e torção) e sobre durabilidade e tolerância a danos; além disso, é muito importante considerar um breve estudo aeroelástico nas asas, considerando que nestas estruturas há interações de forças aerodinâmicas, inerciais e elásticas.

2.2 Determinação do Envelope de Carga

A explicação e determinação do diagrama V-n para a aeronave de estudo se baseará na síntese do capítulo 7 de (Saarlas, 2007), que trata sobre voo de manobra.

O Diagrama V-n (velocidade-fator de carga) é muito importante no estudo estrutural da aeronave, já que é possível visualizar neste diferentes condições de voo, considerando certas limitações de forças. (Góis, 2018)

Define-se por fator de carga “n” como as resultantes das forças externas sobre o avião (exceto seu peso W) naquela direção dividida pelo peso do avião. Qualitativamente, o valor de “n” expressa a condição de execução de manobra de uma aeronave (Góis, 2018.)

$$n = \frac{\sum F_{externas}}{W} \quad (1)$$

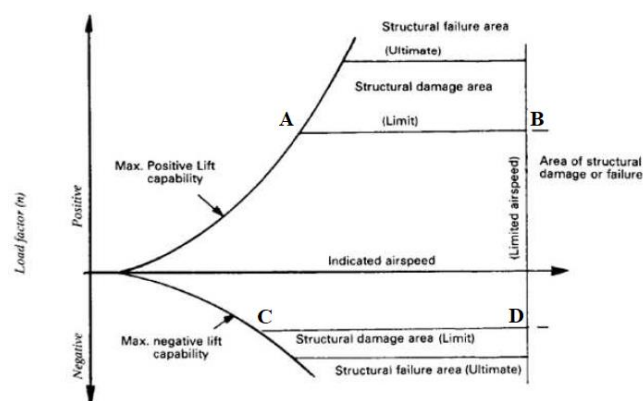


Figura 2. Diagrama V-n de manobra genérico (Góis, 2018)

Observa-se que o diagrama apresenta regiões que indicam as áreas de falha estrutural, áreas de dano estrutural e a relação destas com os máximos valores positivos e negativos da capacidade de sustentação. Além destes dados, o diagrama é muito útil para identificar quantitativamente e qualitativamente os intervalos de operação normal de manobra e os intervalos em que se deve ter mais atenção, na possibilidade de iminência de falha ou dano estrutural.

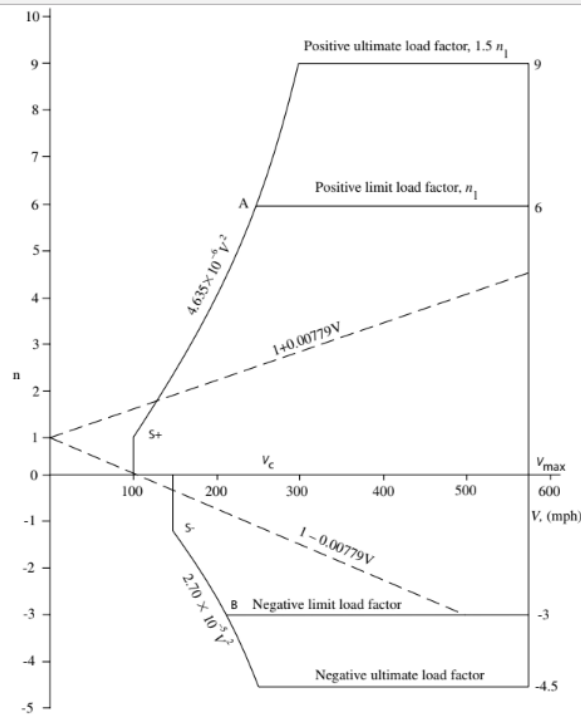


Figura 3. Diagrama V-n de manobra genérico detalhado (Saarlas, 2007)

De maneira detalhada, pode-se identificar na curva representada pela letra A no diagrama, a região de velocidade normal positiva de estol. A curva B representa a velocidade normal negativa de estol (Megson, 2013.)

2.2.1 Determinação do Fator de Carga limite do Cessna 172 Skyhawk

Estudos aerodinâmicos fornecem as seguintes relações para a força de sustentação e a força peso, respectivamente, considerando a aeronave na velocidade de estol (Saarlas, 2007):

$$L_{max} = \frac{1}{2} \cdot C_{Lmax} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \tag{2}$$

$$W = \frac{1}{2} \cdot C_{Lmax} \cdot \rho \cdot V_s^2 \cdot S \tag{3}$$

Das equações supracitadas, C_{Lmax} representa o coeficiente de sustentação máximo, ρ representa a densidade do ar, V a velocidade instantânea da aeronave estudada, V_s a velocidade de estol e S uma área de referência.

Aplicando a definição de fator de carga obtida em (1), e substituindo-a por (2) e (3) temos:

$$n_{max} = \frac{(2)}{(3)} \rightarrow n = \frac{L_{max}}{W} \tag{4}$$

$$n_{max} = \frac{\frac{1}{2} C_{Lmax} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}{\frac{1}{2} C_{Lmax} \cdot \rho \cdot V_s^2 \cdot S} \quad (5)$$

$$n_{max} = \left(\frac{V}{V_s}\right)^2 \quad (6)$$

Para estimar o fator de carga limite da aeronave Cessna 172 Skyhawk, utilizou-se a equação (IV), considerando $V = 38.89$ m/s (76 ktas), velocidade que foi escolhida por estar entre a velocidade de estol e a máxima velocidade de cruzeiro, disponíveis na “Tabela 5. Desempenho”. Ainda desta tabela, tem-se que a velocidade de estol é $V_s = 24.72$ m/s (48 ktas). Para converter esta velocidade calibrada em velocidade aerodinâmica (ktas), utilizou-se o site: <http://www.aerospaceweb.org/design/scripts/atmosphere/>, considerando a operação da aeronave no teto de serviço dado pela tabela “Tabela 5. Desempenho”, de 14.000 pés (4267.00 m). A velocidade calibrada é a velocidade indicada pelo velocímetro, corrigida pelo erro de posição (Madeira, 2015). Após a conversão, obteve-se:

$$V_s = 30.56 \text{ m/s (59,50 ktas.)} \quad (7)$$

Aplicando estes dados na equação (6) tem-se que $n_{max} = 1.30$

Multiplicando o valor de n por 1.5, de modo a determinar o fator de carga limite (n_L) (Saarlas, 2007), obtêm-se:

$$n_L = 1.5 \cdot 1.3 \rightarrow n_L = 2.0 \quad (8)$$

Verifica-se que este fator de carga limite está entre o intervalo considerado para aeronaves de “Transporte”, de acordo com a tabela a seguir.

Tabela 7. Fatores de Carga limite para cada tipo de aeronave (Saarlas, 2007)

Tipo de aeronave	Fator de carga limite (n_{max})
Combate, Treino e Ataque	7-9
Transporte, Patrulha	3
Passageiro	3-4

Com o fator de carga determinado, pode-se considerar um diagrama V-n para a aeronave de estudo, a partir da Figura 3.

2.3 Modelagem, Estudo das Condições de Contorno e Proposta de Otimização.

A modelagem de cada parte do Cessna 172 Skyhawk será realizada no software Inventor da Autodesk, e logo após, será realizada a proposta de otimização no mesmo.

Após o estudo dos esforços sofridos por diferentes elementos da aeronave em (Nicholai e Carinchner, 2010), serão realizadas outras considerações a respeito das condições de contorno, de modo a simular rajadas de ventos e diferentes hipóteses de voo (decolagem, subida, cruzeiro, descida, curva e pouso.) Nesta última fase de voo, será utilizado o conteúdo da referência (Silva e Brasil, 2015), considerando o pouso como um carregamento de impacto. Quanto mais condições e hipóteses de voo forem abordadas, mais condizente com a realidade se tornará a proposta de otimização. Para estes últimos assuntos, a referência (Megson, 2013) também se faz útil.

3 OBJETIVOS

Os principais objetivos deste trabalho são:

- 1) Pesquisar a geometria de diferentes aeronaves para poder escolher aquela que melhor se encaixa na necessidade deste trabalho de otimização.
- 2) Determinar o envelope de carga da aeronave escolhida.
- 3) Estudar, se aprofundar e aplicar a modelagem 3D e suas técnicas, utilizando o software Inventor da Autodesk.
- 4) Estudar e aplicar diferentes condições de contorno, que simulam situações hipotéticas de voo.
- 5) Aplicar esforços nos modelos, de modo a implementar posteriormente a otimização topológica de cada parte da aeronave escolhida.
- 6) Análise final e crítica dos resultados.

4 METODOLOGIA DE PESQUISA

A pesquisa se inicia com uma revisão bibliográfica sobre diferentes tipos de aeronaves, de modo a determinar uma aeronave de estudo. Logo após esta etapa, são estudados os esforços sofridos por diferentes elementos que compõem esta aeronave (fuselagem, empenagem, asas, nariz e trem de pouso) com a execução do cálculo de envelope de carga. Em seguida, será realizada a modelagem das partes da aeronave no software Inventor, com o futuro estudo e consideração das condições de contorno, de modo a presumir diferentes hipóteses de voo, e posteriormente, propor a otimização topológica. Considerando isto, os resultados serão analisados e, apresentando dados condizentes, por fim ocorrerá a elaboração da monografia, que será publicada e apresentará os principais resultados obtidos.

5 MODELAGEM

A fase de “Modelagem” no software Autodesk Inventor Professional 2017 (versão estudantil) foi realizada para cada peça da aeronave de estudo, sendo que primeiro foram realizados os “Sketchs 2D” ou “Esboços 2D” destas, e assim, realizou-se o uso de algum recurso presente no software, de modo a tornar o esboço um sólido, como é comum em softwares de CAD [13.] Para exibir o procedimento e os resultados obtidos com a “Modelagem”, realizou-se capturas de tela diretamente do software, como verifica-se a seguir.

5.1 Conjunto Hélice-Spinner

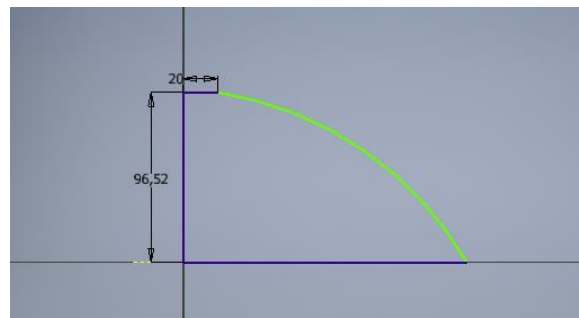


Figura 4. “Sketch” do “Spinner” da hélice da aeronave Cessna 172 Skyhawk

De acordo com a Figura 4, considerou-se a revolução do “Sketch” em torno do eixo longitudinal da aeronave [8] (eixo vertical da figura.) As dimensões foram estimadas, de acordo com [4] e [5.]

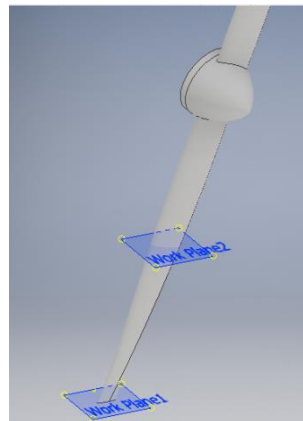


Figura 5. “Asas” rotativas da aeronave de estudo, após a criação do “Spinner” por meio de revolução

Percebe-se na Figura 5 a presença de dois planos auxiliares, os quais foram úteis para que cada asa rotativa da “Hélice” do Cessna 172 Skyhawk fosse criada. Utilizou-se o recurso de “Loft” do Inventor, na qual considerou-se a criação de dois aerofólios no plano mais externo (“Work Plane1” da Figura 6) e no plano mais interno (“Work Plane2” da Figura 6), de modo que o recurso de “Loft” fosse utilizado de maneira correta [11.] O “Sketch” de cada aerofólio foi baseado na criação de elipses; para que a asa rotativa inicial fosse duplicada, utilizou-se o recurso de “Mirror” no Inventor, o qual espelhou a asa rotativa em relação ao eixo transversal da aeronave, fazendo com que a “Hélice” ficasse da mesma forma que na Figura 7. Percebe-se, ainda, inclinações nas asas rotativas, que representam o ângulo de ataque presente na hélice da aeronave real.

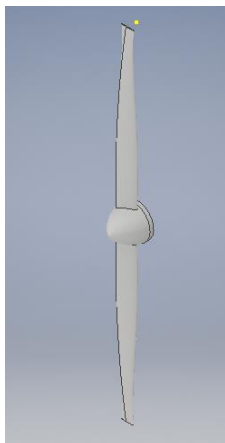


Figura 6. “Hélice” da aeronave Cessna 172 Skyhawk em vista de perspectiva

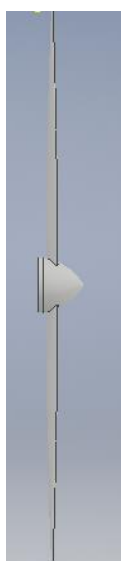


Figura 7. “Hélice” da aeronave Cessna 172 Skyhawk em vista lateral

Observando as Figuras 7 e 8, observa-se uma certa equivalência de dimensões com o modelo real da aeronave de estudo, já que algumas dimensões foram estimadas, de acordo com o conteúdo presente em [4] e [5.]

5.2 Asa

De acordo com as referências [4], [5], [14], [15] e [16], a asa da aeronave Cessna 172 Skyhawk possui o padrão do aerofólio NACA 2412. Utilizando o site “<https://airfoiltools.com>”, que armazena diversos dados aerodinâmicos de diferentes tipos de aerofólios existentes, pôde-se obter as coordenadas dos pontos do modelo NACA 2412 [16], tanto da raiz quanto da ponta da asa estudada, de modo a importá-los como formato ‘.csv’ (arquivo de valores separados por vírgulas) no software LibreOffice Calc, e assim, realizou-se um breve tratamento dos dados, de modo a esquematizar e organizar os pontos para ser futuramente importados no software Inventor e realizar a modelagem de seu “Sketch”; as dimensões da corda do aerofólio tanto da raiz quanto da ponta da asa foram obtidas de [16.]

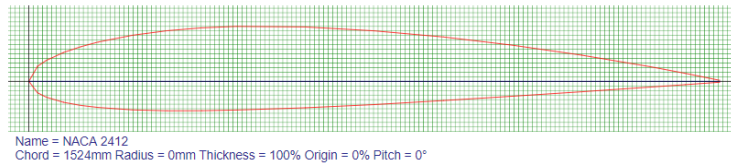


Figura 8. Aerofólio NACA 2412 da raiz da asa e algumas de suas especificações [15]

Da Figura 8, observa-se o aerofólio NACA 2412 com as dimensões que representam a raiz da asa.

X (mm)	Y (mm)
1.524,00	1,9812
1.447,80	17,3736
1.371,60	31,6992
1.219,20	57,1500
1.066,80	78,9432
914,40	96,9264
762,00	110,3376
609,60	118,8720
457,20	120,0912
381,00	116,8908
304,80	110,6424
228,60	100,7364
152,40	85,8012
114,30	75,5904
76,20	62,9412
38,10	45,5676
19,05	32,7660
0,00	0,0000
19,05	-25,1460
38,10	-34,5948
76,20	-45,8724
114,30	-52,7304
152,40	-57,1500
228,60	-62,4840
304,80	-64,4652
381,00	-64,3128
457,20	-62,7888
609,60	-57,9120
762,00	-50,9016
914,40	-42,0624
1.066,80	-32,6136
1.219,20	-22,8600
1.371,60	-12,4968
1.447,80	-7,3152
1.524,00	-1,9812

Figura 9. Coordenadas “X” e “Y” dos pontos que representam o aerofólio assimétrico NACA 2412 na raiz da asa, após tratamento de dados em LibreOffice Calc

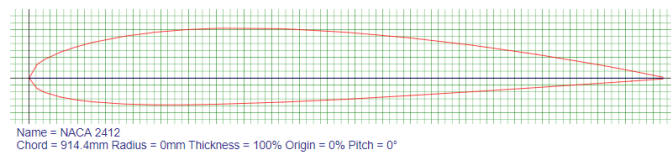


Figura 10. Aerofólio NACA 2412 da ponta da asa e algumas de suas especificações [15]

X (mm)	Y (mm)
914,40	1,188720
868,68	10,424160
822,96	19,019520
731,52	34,290000
640,08	47,365920
548,64	58,155840
457,20	66,202560
365,76	71,323200
274,32	72,054720
228,60	70,134480
182,88	66,385440
137,16	60,441840
91,44	51,480720
68,58	45,354240
45,72	37,764720
22,86	27,340560
11,43	19,659600
0,00	0,000000
11,43	-15,087600
22,86	-20,756880
45,72	-27,523440
68,58	-31,638240
91,44	-34,290000
137,16	-37,490400
182,88	-38,679120
228,60	-38,587680
274,32	-37,673280
365,76	-34,747200
457,20	-30,540960
548,64	-25,237440
640,08	-19,568160
731,52	-13,716000
822,96	-7,498080
868,68	-4,389120
914,40	-1,188720

Figura 11. Coordenadas “X” e “Y” dos pontos que representam o aerofólio assimétrico NACA 2412 na ponta da asa, após tratamento de dados em LibreOffice Calc

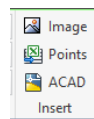


Figura 12. Recurso “Points”, na aba “Sketch” do Inventor utilizado para importação das coordenadas das Figuras 9 e 11



Figura 13. Pontos após serem importados, na forma de esboço (“Sketch”)

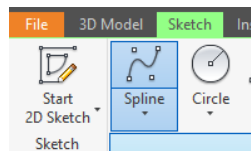


Figura 14. Recurso “Spline” na aba “Sketch”, que foi utilizado para que a forma do aerofólio fosse concebida no Inventor, como pode-se verificar na Figura 15 a seguir

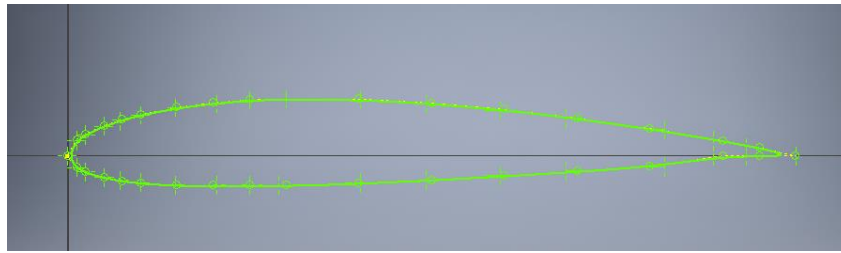


Figura 15. “Sketch” do aerofólio NACA 2412, na raiz da asa, após o uso do recurso “Spline” no Inventor

Após a criação do “Sketch” do aerofólio NACA 2412 da raiz da asa, considerou-se o mesmo procedimento para a criação deste na ponta da asa da aeronave de estudo. Para que isto fosse realizado, criou-se um plano auxiliar distando a metade da envergadura da asa (vide “Tabela 1.2.1 Dimensões”), num valor de 5500 milímetros; feito isto, utilizando o recurso “Loft” do Inventor, pôde-se dar a forma da asa.

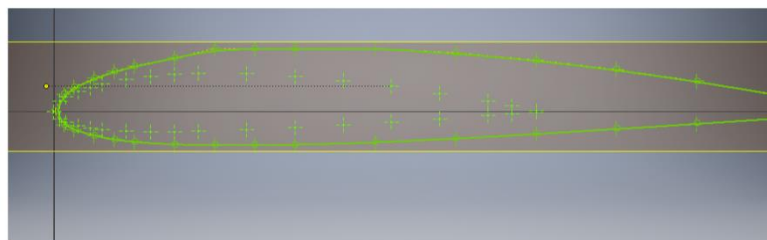


Figura 16. Importação do aerofólio que representa a ponta da asa, em um plano auxiliar, considerando o mesmo procedimento das Figuras 13 e 14

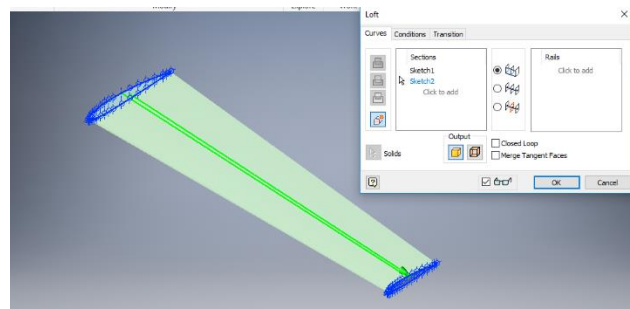


Figura 17. Uso da ferramenta “Loft” do Inventor, para dar forma à asa

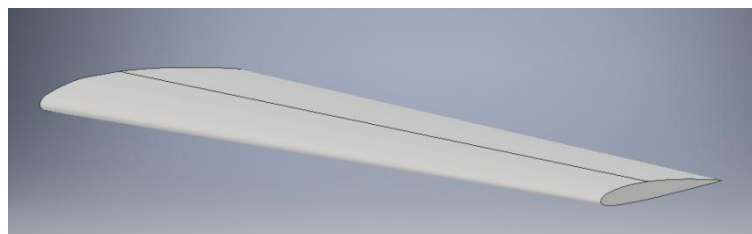


Figura 18. Asa “bruta” em vista de perspectiva

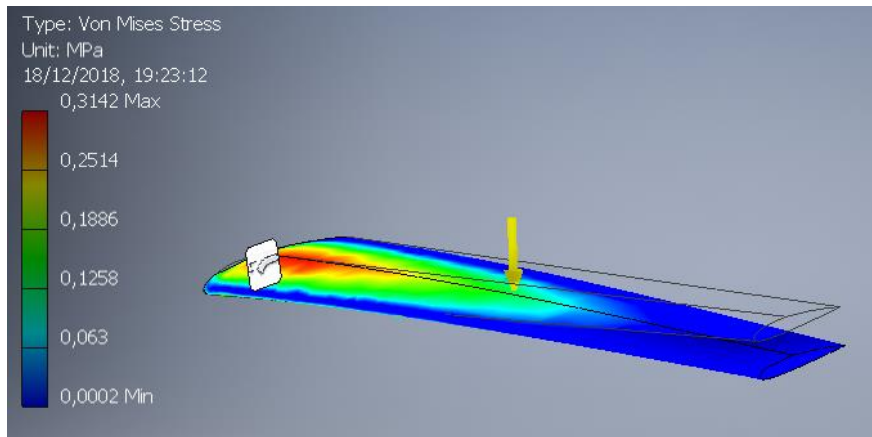


Figura 19. Análise estática da Asa “bruta”, considerando como carregamento somente seu peso próprio

Para a realização da análise estática, engastou-se a Asa “bruta” na região de sua raiz, aplicando na região central o valor do peso próprio de cada asa (vide Tabela 4 “Pesos”); multiplicou-se metade da massa especificada nesta tabela, de modo a considerar somente uma das Asas; logo após isso, multiplicou-se esta massa pela constante de gravidade de valor 9.81 m/s^2 , obtendo um peso resultante de aproximadamente 525.08 Newtons. Aplicou-se, portanto, este peso na região do centro de gravidade da Asa.

Da Figura 19, percebe-se a ocorrência de maiores tensões próximas à raiz da asa (aproximadamente 310 kPa em média), que é condizente com a realidade, já que esta é engastada na fuselagem do avião; devido à limitação das análises estáticas no software Inventor, não foi possível considerar o peso próprio da asa como um carregamento distribuído ao longo desta, o qual será proposto no item 5.2.1 do presente documento. Considerou-se, na análise estática, o uso do material Alumínio Aeronáutico 6061.

5.2.1 Estrutura interna da asa

Partindo da Asa “bruta” (Figura 18), criou-se no Inventor a estrutura externa de casca desta, a que garante o revestimento à estrutura interna, que também foi feita a partir da estrutura da inicial da Asa “bruta”, como pode-se verificar no passo a passo a seguir

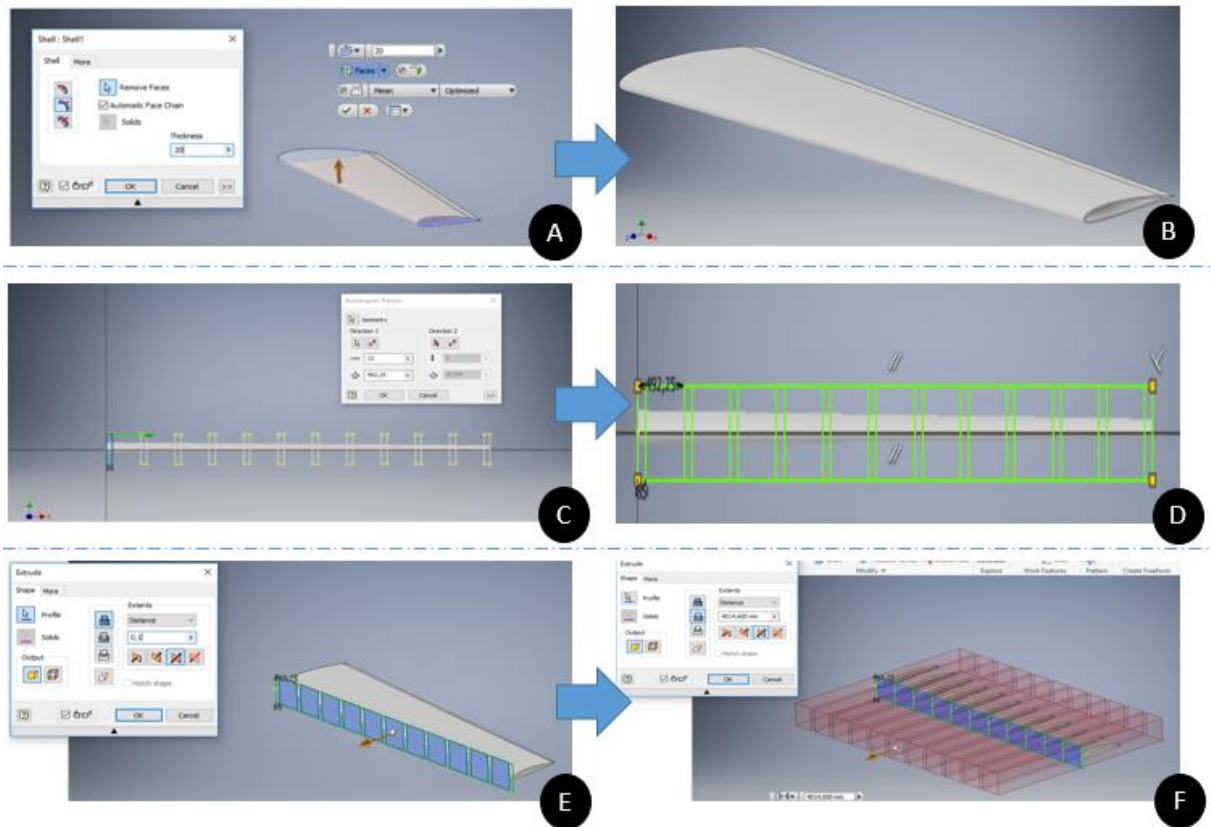


Figura 20. Primeira etapa de modelagem da estrutura interna da asa

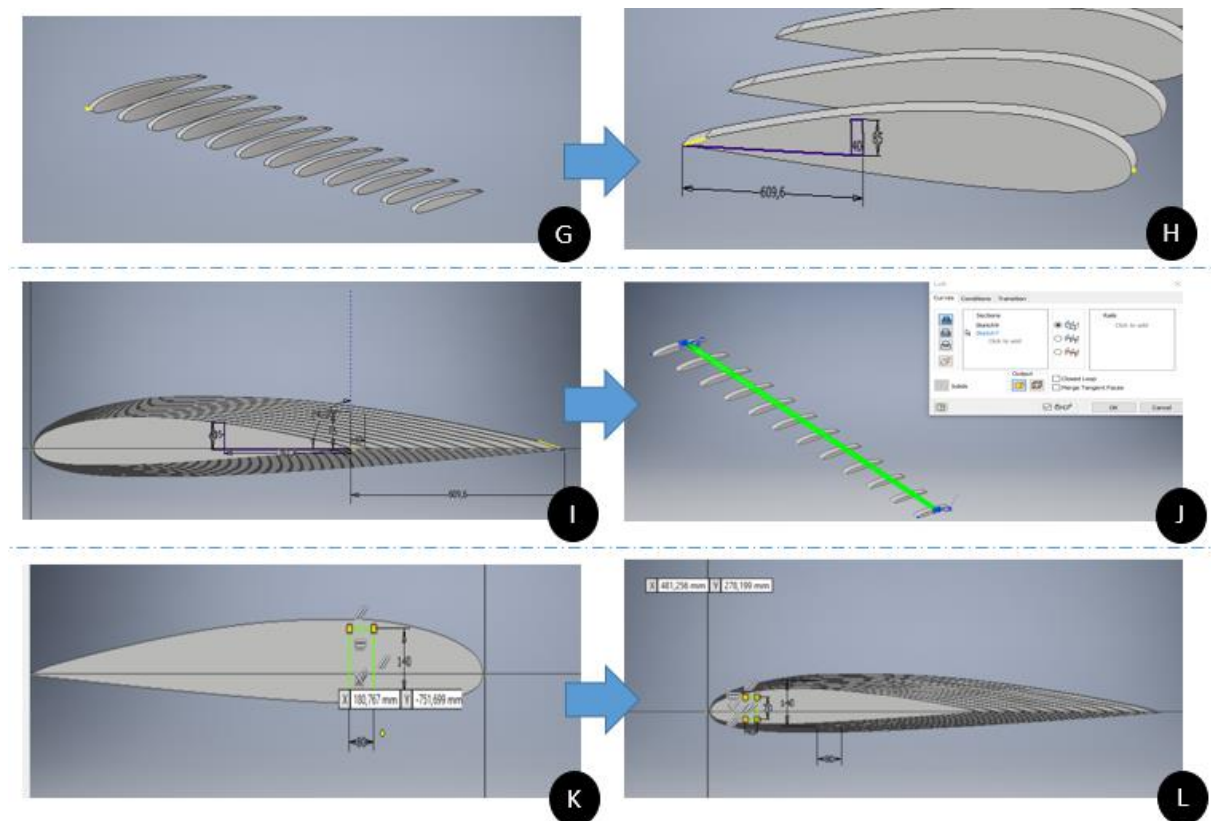


Figura 21. Segunda etapa de modelagem da estrutura interna da asa

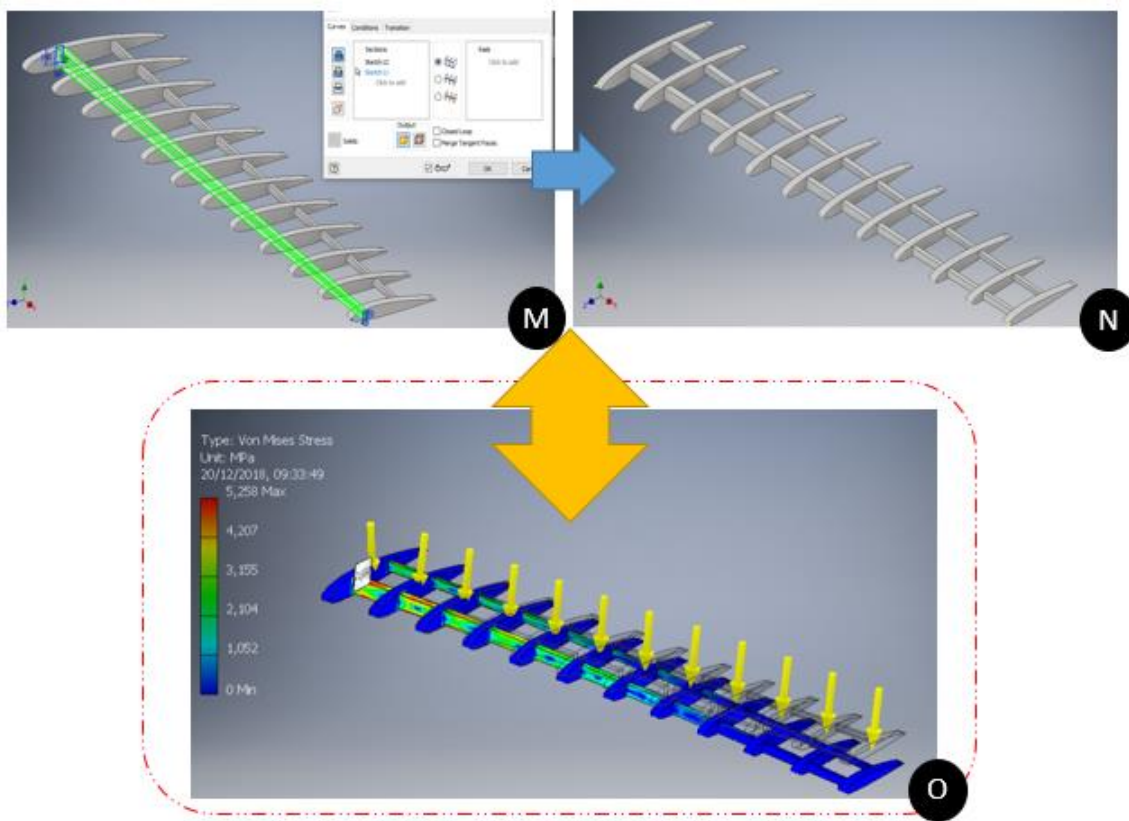


Figura 22. Etapa final de modelagem da estrutura interna da asa

Cada procedimento realizado (A-O) é especificado a seguir na Tabela 8.

Tabela 8. Passo a passo de modelagem da estrutura interna da asa

Procedimento	Realizado (recurso utilizado)
A	Criação de revestimento da Asa (“Shell”)
B	Estrutura externa da Asa
C	Início da criação da estrutura interna da Asa
D	Finalização do esboço das nervuras
E	Remoção de material (“Extrude”)
F	Pré-visualização de extrusão inversa
G	Nervuras “brutas”
H	“Sketch” das longarinas
I	“Sketch” retangular no plano da nervura “bruta” da ponta da Asa
J	Criação da primeira longarina (“Loft”)
K	“Sketch” de criação da segunda longarina
L	Visão da segunda longarina no plano da nervura “bruta” da ponta da Asa
M	Criação da segunda longarina (“Loft”)
N	Estrutura interna da asa em vista de perspectiva
O	Análise estática da estrutura, considerando como carregamento somente seu peso próprio

Partindo da Asa “bruta” (Figura 18), criou-se no Inventor a estrutura externa de casca desta (procedimento ‘A’), a que garante o revestimento à estrutura interna, que também foi feita a partir da estrutura da inicial da Asa “bruta”; logo após, desta estrutura de revestimento pôde-se criar uma espessura, de 20 milímetros (procedimento ‘B’.) Em ‘C’, iniciou-se a criação da estrutura interna da Asa, com a proposição de “Sketchs” retangulares no plano frontal da Asa “bruta”, de modo a iniciar a criação das nervuras, estruturas instaladas na direção da corda e também responsáveis por garantir o formato aerodinâmico da Asa, transmitindo cargas provenientes do tanque de combustível, do peso próprio da Asa e das superfícies de controle às longarinas [8.] Em ‘E’, nota-se a utilização do recurso “Extrude” do software utilizado para realizar uma extrusão reversa, considerando a remoção de material. Verifica-se o resultado desta no procedimento ‘G’, onde pôde-se obter as nervuras da Asa, que serão futuramente otimizadas em sua topologia.

Outra estrutura aeronáutica presente nas asas são as longarinas, responsáveis principalmente por se adaptarem aos corriqueiros esforços de flexão em que a aeronave encontra-se submetida em suas diversas formas de voo, pouso e decolagem [8.] O procedimento ‘H’ foi responsável por dar início à criação destas estruturas, com início no plano lateral da nervura “bruta” da raiz da Asa, por meio de um “Sketch” retangular, que também foi considerado de forma análoga na ponta da Asa (procedimento ‘I’.) As dimensões consideradas para o “Sketch” foram hipotéticas e que respeitassem a geometria do modelo, já que futuramente será considerada a otimização topológica tanto das nervuras quanto das longarinas; com os “Sketchs” de raiz e de ponta de Asa criados, utilizou-se o recurso “Loft” do Inventor para dar forma à primeira longarina (procedimento ‘J’), e, de maneira análoga, criou-se a segunda longarina (procedimento ‘M’.)

Criadas as longarinas e nervuras, obtêm-se o modelo adaptado da estrutura interna da asa em vista de perspectiva (procedimento ‘N’), o qual será topologicamente otimizado.

Para comparar atuação do peso próprio na Asa, considerou-se a realização da análise estática na estrutura interna desta (procedimento ‘O’). Do mesmo modo que no procedimento descrito após a Figura 19, engastou-se inicialmente a estrutura na região de sua raiz, aplicando em cada nervura o valor do peso próprio da Asa de 525,08 Newtons dividido por 12, já que considerou-se este número de nervuras. Da Figura 22, percebe-se a ocorrência de maiores tensões próximas à raiz da asa e na longarina frontal (aproximadamente 5200 kPa em média), que é condizente com a realidade, já que esta é engastada na fuselagem do avião e a longarina do bordo de ataque é maior que a longarina do bordo de fuga, sendo submetida à um esforço maior; considerou-se também na análise estática, o uso do material Alumínio Aeronáutico 6061.

Percebe-se, por fim, que as tensões são da ordem de aproximadamente 17 vezes as tensões obtidas na Figura 19, o que pode ser explicado pelo fato de analisar-se uma estrutura com menos material, quando comparada, anteriormente, à análise estática da Asa “bruta”.

5.3 Trem de pouso

Para o trem de pouso será realizada a mesma lógica de criação, iniciando pela criação de Sketchs. Na fase de modelagem, serão utilizados recursos como “Loft”, “Fillet” e “Sweep”, de modo a criar subestruturas que componham a estrutura do “Trem de pouso”; considera-se estas as seguintes: absorvedor de impacto, acoplador de absorvedor de impacto, conexão da roda frontal (“bequilha”).

5.4 Fuselagem

Para a modelagem da fuselagem, será considerada uma estrutura de casca, considerando as estruturas internas, rebites e possivelmente os tirantes. Inicialmente, será proposta uma estrutura bruta e maciça, criada a partir de diversos planos com o uso dos recursos “Loft” e “Sweep” do software Autodesk Inventor. Para unir todas as peças no fim, será considerado o conceito de “Design for Assembly” [13], de modo a garantir um acoplamento prático e simples das peças.

6 ESTUDO DAS CONDIÇÕES DE CONTORNO

Considerou-se o estudo das condições de contorno em cada parte modelada da aeronave, de modo a auxiliar na futura aplicação de esforços e remoção de material, via otimização topológica.

6.1 Estudo do Conjunto “Hélice-Spinner”

O conjunto “Hélice-Spinner” é responsável pela força de tração na aeronave como um todo, compondo assim o grupo moto propulsor. Este conjunto pode estar sujeito a diversos tipos de esforços, considerando voo de cruzeiro, descida, subida, estol e voo em curva; a consideração de bird strikes também é interessante (colisões com pássaros.)

6.2 Estudo da “Asa”

O estudo da Asa será baseado na consideração de carregamentos aerodinâmicos, considerando a aeroelasticidade (interação de forças inerciais, aerodinâmicas e rígidas.) Será considerada a aplicação de carregamentos estáticos e dinâmicos nas estruturas nas estruturas internas da asa, de modo a propor posteriormente a otimização topológica. Do ponto de vista analítico, considera-se o carregamento do tanque de combustível, carregamento de rajadas e outros carregamentos de impacto, como por exemplo bird strikes.

6.3 Estudo do “Trem de pouso”

O estudo do grupo de trem de pouso considerará, principalmente, o carregamento dinâmico de impacto durante o pouso e também o carregamento estático durante a permanência em um determinado aeroporto, por exemplo, suportando o máximo peso de decolagem e também com a proposição de um fator de segurança.

6.4 Estudo da “Empenagem”

Para a “Empenagem”, considera-se os carregamentos nas superfícies de controle, nas diversas condições de voo, como cruzeiro, descida, subida, estol e curva. A questão manobrabilidade também é muito importante, já que a aeronave de estudo é um avião de treino; rajadas e bird strikes também serão considerados, além de outros carregamentos de impacto.

6.5 Estudo da “Fuselagem”

Para a “Fuselagem”, também serão considerados os diversos tipos de voos (cruzeiro, descida, subida, estol e curva), sendo que aqui fica mais importante a inclusão de carregamentos de rajadas e bird strikes, já que a fuselagem é o “corpo” principal do avião. Considera-se ainda necessário tomar o carregamento do motor no nariz do avião, para que a otimização seja realizada com certa acurácia. Como o modelo é proveniente de uma casca, considera-se carregamentos de torção nesta e para as estruturas internas e fixadores, considera-se a atuação do carregamento de flexão. A caverna e as nervuras serão responsáveis por garantir a coesão da estrutura

Além da consideração do estudo especificado para cada parte ou conjunto, é necessário definir o que é fixo, o que não rotaciona, engastes e apoios livres, de modo a aplicar futuramente a otimização topológica do software Autodesk Inventor e assim, poder analisar os resultados.

7 RESULTADOS E ANÁLISES

Serão realizadas análises quantitativas e qualitativas dos resultados, de modo a comparar a massa do modelo após a otimização com a massa original. Espera-se resultados satisfatórios.

8 PERMISSÃO

Os autores são os únicos responsáveis pelo material incluso neste artigo.

9 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] SILVA, M.A. e BRASIL, R.M.L.R.F., **Otimização em Projetos de estruturas**. Notas de Aula, 2017.
- [2] ZHU, Ji-Hong, ZHANG, Whei-Hong e XIA, Liang, **Topology Optimization in Aircraft and Aerospace Structures Design**. International Centre for Numerical Methods in Engineering (CIMNE), Barcelona, 2015.
- [3] Autodesk. **“Inventor”** Disponível em <<https://autodesk.com.br/products/inventor/overview>>. Acesso em 22 de Junho de 2018.
- [4] Cessna. **“Cessna Skyhawk”** Disponível em <<https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skyhawk>>. Acesso em 12 de Junho de 2018.
- [5] Cessna. **“Skyhawk Brochure”** Disponível em <<https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skyhawk>>. Acesso em 12 de Junho de 2018.
- [6] NICOLAI, Leland M. e CARINCHNER, Grant E., **Fundamentals of Aircraft and Airship Design – Volume I**. Virginia: Copyright, 2010.
- [7] SAARLAS, Mado, **Aircraft Performance**. New Jersey: Copyright, 2007.
- [8] MADEIRA, Fernando, **Aeronáutica IA**. Notas de Aula, 2015.
- [9] FREIRE, Cesar M, **Aeroelasticidade**. Notas de Aula, 2018.
- [10] MEGSON, T. H. G, **Aircraft Structures for Engineering Students**. Oxford: Elsevier, 2013.
- [11] Inventor Básico. **Apostila de Treinamento: Autodesk Inventor** Disponível em <http://www.joinville.udesc.br/portal/professores/queiroz/materiais/Inventor__B_sico_VA2.pdf>. Acesso em 16 de Agosto de 2018.
- [12] SILVA, M.A. e BRASIL, R.M.L.R.F., **Introdução à Dinâmica das Estruturas**. São Paulo: Blucher 2015.
- [13] SANTIAGO, Rafael Celenghini, **Sistemas CAD/CAM**. Notas de Aula, 2018.
- [14] **MANUAL CESSNA 172S**. Disponível em <<http://www.temporal.com.au/aero.htm>> Acesso em 22/12/2018.
- [15] NACA 2412. **Aerofólio do Cessna 172S**. Disponível em <<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2412-il>> Acesso em 20/12/2018.
- [16] MORAIS, Vinicius Souza, OLIVO, Altamir Júnior, SAKAMOTO, Jorge Filho, **Projeto de Construção de um Aeromodelo como auxílio no estudos de Engenharias**. Décima Primeira Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações.or Numerical Methods, Campo Grande, 2011.