

UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ
DEPARTAMENTO ACADÊMICO DE ENGENHARIA MECÂNICA
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

LUIZ FERNANDO GONÇALVES

**PROJETO ESTRUTURAL DE UM AEROMODELO NOS
REQUISITOS DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL
AERODESIGN – CLASSE REGULAR**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

PATO BRANCO

2016

LUIZ FERNANDO GONÇALVES

**PROJETO ESTRUTURAL DE UM AEROMODELO NOS
REQUISITOS DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL
AERODESIGN - CLASSE REGULAR**

Trabalho de Conclusão de Curso de graduação, apresentado à disciplina de Trabalho de Conclusão de Curso II, do Curso de Engenharia Mecânica do Departamento Acadêmico de Mecânica - DAMEC - da Universidade Tecnológica Federal do Paraná como requisito parcial para obtenção do título de Engenheiro Mecânico.

Orientador: Prof. Marcio Tadayuki Nakaura

PATO BRANCO

2016

FOLHA DE APROVAÇÃO

PROJETO ESTRUTURAL DE UM AEROMODELO NOS REQUISITOS DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN - CLASSE REGULAR

LUIZ FERNANDO GONÇALVES

Trabalho de Conclusão de Curso de Graduação apresentado no dia 02/12/2016 como requisito parcial para a obtenção do Título de Engenheiro Mecânico, do curso de Engenharia Mecânica do Departamento Acadêmico de Mecânica (DAMEC) da Universidade Tecnológica Federal do Paraná - Câmpus Pato Branco (UTFPR-PB). O candidato foi arguido pela Banca Examinadora composta pelos professores abaixo assinados. Após deliberação, a Banca Examinadora julgou o trabalho **APROVADO**.

Prof. Dr. Francisco Augusto Aparecido Gomes
(UTFPR - Depto. de Engenharia Mecânica)

Profa. Dra. Geocris Rodrigues dos Santos
(UTFPR - Depto. de Engenharia Mecânica)

Prof. Me. Marcio Tadayuki Nakaura
(UTFPR - Depto. de Engenharia Mecânica)
Orientador

Prof. Dr. Bruno Bellini Medeiros
Responsável pelo TCC do Curso de Eng. Mecânica

AGRADECIMENTOS

A Deus por ter me dado saúde e força para vencer mais esta etapa.

Aos meus pais, Joaquim e Tânia, por estarem sempre ao meu lado, me apoiando e dando todo o suporte necessário.

Aos meus irmãos Mateus e Murilo, pois além dos laços familiares, são os meus melhores amigos.

Ao meu orientador, Marcio, por todo o suporte concedido, mesmo com o pouco tempo disponível.

A Kamilla Pittol por estar sempre ao meu lado me apoiando e por ser o meu incentivo nas horas difíceis.

A instituição UTFPR e todos os seus funcionários.

A todos os meus amigos, os quais continuarão para sempre em minha vida, mesmo após a graduação.

A todos que diretamente ou indiretamente fizeram parte da minha graduação.

“O insucesso é apenas uma oportunidade para recomeçar de novo com mais inteligência.” (Henry Ford)

RESUMO

GONÇALVES, Luiz Fernando. PROJETO ESTRUTURAL DE UM AEROMODELO NOS REQUISITOS DA COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN - CLASSE REGULAR. 64 f. Trabalho de Conclusão de Curso – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Pato Branco, 2016.

Esta monografia tem como finalidade projetar a estrutura de um aeromodelo que respeite os requisitos determinados pelo regulamento da competição SAE Brasil AeroDesign - Classe Regular. Foi feita uma revisão bibliográfica sobre aeromodelos, fundamentos da dinâmica dos fluidos, e dimensionamento de estruturas aeronáuticas. O aeromodelo projetado, utiliza asa retangular de perfil Selig 1210. A fuselagem é de estrutura treliçada. A empenagem é do tipo convencional, retangular na superfície horizontal e trapezoidal na superfície vertical, utilizando o perfil NACA 0012. O trem de pouso é do tipo triciclo e o motor utilizado será o O.S. 0.55 AX. A massa do aeromodelo aproximado ficou em torno de 2,3 *kg* com capacidade de transporte de carga de 2,8 *kg*.

Palavras-chave: Aeronave; Aeromodelo; Aerodesign; Competição SAE

ABSTRACT

GONÇALVES, Luiz Fernando. STRUCTURAL PROJECT OF A MODEL AIRPLANE IN THE REQUIREMENTS OF SAE BRAZIL AERODESIGN COMPETITION - REGULAR CLASS. 64 f. Trabalho de Conclusão de Curso – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Pato Branco, 2016.

This monograph aims to design the structure of a model airplane that respects the requirements determined by the regulation of the competition SAE Brazil AeroDesign - Regular Class. A literature review was carried out on model aircraft, fundamentals of fluid dynamics, and design of aeronautical structures. The model airplane designed has rectangular wing with Selig 1210 airfoil. The fuselage is designed with truss structure. The empennage selected is arranged in a conventional type, rectangular on the horizontal stabilizer and trapezoidal on the vertical stabilizer, using the airfoil NACA 0012. The landing gear is arranged in a tricycle type and the engine is the O.S. 0.55 AX. The mass of the model aircraft resulted in approximate 2.3 *kg* with freight carrying capacity of 2.8 *kg*.

Keywords: Aircraft; Model Aircraft; Aerodesign; SAE Competition

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1	– Principais operações de voo de um avião	14
FIGURA 2	– Principais forças atuantes em um avião	15
FIGURA 3	– Principais partes de um aeromodelo	16
FIGURA 4	– Principais tipos de fuselagem: (a) treliçada, (b) monocoque, (c) semi-monocoque	17
FIGURA 5	– Tipos de bordos de ataque e fuga mais comuns	17
FIGURA 6	– Formatos comuns de asas	18
FIGURA 7	– (a) Avião monoplano e (b) avião biplano	18
FIGURA 8	– Características de um perfil aerodinâmico	19
FIGURA 9	– Ângulo de incidência em um perfil aerodinâmico	19
FIGURA 10	– Comparação entre os ângulos de ataque e incidência em diferentes etapas do voo	20
FIGURA 11	– Momento e forças atuantes em um perfil aerodinâmico	21
FIGURA 12	– Principais partes da estrutura da asa	22
FIGURA 13	– Principais formas geométricas da asa	23
FIGURA 14	– Aeromodelo que utiliza asa alta	24
FIGURA 15	– Aeromodelo que utiliza asa média	24
FIGURA 16	– Avião que utiliza asa baixa	25
FIGURA 17	– Principais componentes da empenagem	25
FIGURA 18	– Tipos de empenagem	26
FIGURA 19	– Superfícies de controle em um avião	27
FIGURA 20	– Movimento controlado pelos ailerons	27
FIGURA 21	– Movimento controlado pelo profundor	28
FIGURA 22	– Movimento controlado pelo leme de direção	28
FIGURA 23	– Trem de pouso do tipo convencional	29
FIGURA 24	– Trem de pouso do tipo triciclo	29
FIGURA 25	– Principais componentes do grupo moto-propulsor	30
FIGURA 26	– Diagrama de forças atuantes no CG da aeronave e suas respectivas distâncias	30
FIGURA 27	– Diagrama do referenciamento da posição do CG relação ao bordo de ataque da asa	31
FIGURA 28	– Delimitação da linha final de decolagem	33
FIGURA 29	– Hangar usado para delimitar as dimensões máximas da aeronave	34
FIGURA 30	– Fluxograma do processo iterativo de um projeto	35
FIGURA 31	– Perfis aerodinâmicos mais utilizados nas asas da competição SAE AeroDesign	37
FIGURA 32	– Perfis aerodinâmicos mais utilizados nas empenagens da competição SAE AeroDesign	38
FIGURA 33	– Asa tipo retangular	38
FIGURA 34	– Asa (a) sem afilamento e (b) com afilamento	39
FIGURA 35	– Gráfico eficiência (e) versus afilamento (λ) para diferentes faixas de alongamento (AR)	41
FIGURA 36	– Conjunto empenagem - tail boom	42

FIGURA 37 – Perfil NACA 0012	44
FIGURA 38 – Faixa de valores em função da razão entre o aileron e a asa e a razão entre a corda do aileron e a corda da asa	44
FIGURA 39 – Aeromodelo com o grupo moto propulsor do tipo tractor	45
FIGURA 40 – Trem de pouso tipo triciclo	46
FIGURA 41 – Exemplo das distâncias adotadas para o cálculo da posição do CG	46
FIGURA 42 – Distância adotada para o cálculo da relação entre a posição do CG na corda da asa	47
FIGURA 43 – Perfil aerodinâmico Selig 1210	49
FIGURA 44 – Perfil aerodinâmico NACA 0012	50
FIGURA 45 – Gráficos do coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque	52
FIGURA 46 – Gráfico do coeficiente de sustentação corrigido	52
FIGURA 47 – Gráfico do coeficiente de arrasto corrigido	53
FIGURA 48 – Tensão de Von Mises causada pela força aplicada	54
FIGURA 49 – Distâncias adotadas para o cálculo do centro de gravidade em relação a ponta da hélice	55
FIGURA 50 – Compartimento de carga e carga paga	56
FIGURA 51 – Aeromodelo completamente inserido no hangar da competição SAE Brasil AeroDesign	58
FIGURA 52 – Vista em perfil do Aeromodelo projetado	58

LISTA DE TABELAS

TABELA 1	–	Perfis Aerodinâmicos mais utilizados nas asas da SAE AeroDesign 1	49
TABELA 2	–	Perfis Aerodinâmicos mais utilizados nas asas da SAE AeroDesign 2	49
TABELA 3	–	Perfis Aerodinâmicos mais utilizados nas empenagens da SAE AeroDesign		50
TABELA 4	–	Pesos e distâncias de cada grupo em relação a ponta da hélice	56

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	12
1.1 OBJETIVOS	13
2 REFERENCIAL TEÓRICO	14
2.1 O AVIÃO E SUAS OPERAÇÕES DE VOO	14
2.2 PRINCIPAIS FORÇAS ATUANTES NO AVIÃO	14
2.3 AEROMODELO	15
2.4 FUSELAGEM	16
2.5 ASAS	17
2.5.1 Perfil aerodinâmico da asa	18
2.5.2 Estrutura da Asa	22
2.5.3 Forma Geométrica	22
2.5.4 Fixação da Asa na Fuselagem	23
2.6 EMPENAGEM	24
2.7 SUPERFÍCIES DE CONTROLE	26
2.8 TREM DE POUSO	27
2.9 GRUPO MOTO-PROPULSOR	29
2.10 CENTRO DE GRAVIDADE	29
2.11 COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN	31
3 METODOLOGIA	35
3.1 PRINCIPAIS REQUISITOS	35
3.2 SELEÇÃO DO MATERIAL BASE	36
3.3 PESO BRUTO DE DECOLAGEM	36
3.4 PERFIS AERODINÂMICOS	36
3.4.1 Perfil da Asa	36
3.4.2 Perfil da Empenagem	37
3.5 PROJETO DA ASA	38
3.5.1 Momento e Forças Aerodinâmicas em Asas Finitas	40
3.5.2 Correção do coeficiente de sustentação	40
3.5.3 Correção do coeficiente de arrasto	41
3.6 PROJETO DA EMPENAGEM	42
3.7 SUPERFÍCIES DE CONTROLE	44
3.8 PROJETO DA FUSELAGEM	45
3.9 POSICIONAMENTO DO GRUPO MOTO-PROPULSOR	45
3.10 CONFIGURAÇÃO DO TREM DE POUSO	45
3.11 POSIÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE	46
4 DESENVOLVIMENTO	48
4.1 MATERIAIS UTILIZADOS	48
4.2 PESO BRUTO DE DECOLAGEM	48
4.3 PERFIS AERODINÂMICOS	48
4.3.1 Perfil Aerodinâmico da Asa	48
4.3.2 Perfil Aerodinâmico da Empenagem	49
4.4 PROJETO DA ASA	50
4.5 PROJETO DA EMPENAGEM	51

4.5.1 Estabilizador horizontal	51
4.5.2 Estabilizador vertical	51
4.6 CORREÇÃO DOS COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO	51
4.7 FUSELAGEM	54
4.8 POSIÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE	54
4.8.1 Posição do compartimento de carga	55
4.8.2 Análise das dimensões da empenagem em relação ao centro de gravidade	56
5 CONCLUSÕES E RESULTADOS	57
REFERÊNCIAS	60
Apêndice A - PLANTA DE TRÊS VISTAS	62
Apêndice B - PLANTA DE DEMONSTRAÇÃO DA AERONAVE NO	
 HANGAR	63
Apêndice C - VISTA EXPLODIDA	64

1 INTRODUÇÃO

A aviação é uma das áreas que possui maior crescimento no desenvolvimento tecnológico da atualidade, e continuará por muitos anos, devido às diversas vantagens que esta apresenta em relação aos outros meios de transporte, tanto de pessoas, quanto de produtos. Ainda, é essencial na área militar. Com o aeromodelismo é possível melhorar a forma de testar diferentes técnicas com custos menores. Competições promovidas pela SAE (*Society of Automotive Engineers*) abrem portas para que diferentes ideias, e em parceria com a indústria aeronáutica, possibilitam inovações e melhorias dos projetos.

A competição SAE AeroDesign é um evento anual que promove desafios para os estudantes de engenharia de várias universidades. As equipes de cada universidade apresentam um projeto de aeromodelo conforme o regulamento da competição. A competição é dividida em três categorias distintas: Aberta, Regular e Micro; cada uma possui requisitos específicos.

A competição foi criada nos Estados Unidos no ano de 1986, pela SAE International - ano em que ocorreu o primeiro evento, e deu-se início no Brasil em 1999 pela SAE Brasil AeroDesign (SAE BRASIL, 2014). De pronto observou-se um elevado nível de qualidade técnica dos projetos, bem como um grande número de participantes, encorajando os organizadores a continuar o projeto até os dias de hoje.

O principal objetivo dos organizadores é a contribuição para a formação profissional na área aeronáutica através dos aeromodelos, tanto nos aspectos de planejamento, devido ao amplo processo de trabalho em equipe, bem como na parte técnica, proporcionando aos membros da equipe uma oportunidade única e desafiadora no aprendizado no campo aeronáutico.

As equipes envolvidas concebem seu próprio projeto, atendendo aos critérios do regulamento da competição. Na SAE Brasil AeroDesign, as equipes são julgadas pelos seguintes itens:

- Relatório do projeto;
- Apresentação oral do projeto;
- Carga máxima transportada;
- Eficiência estrutural do aeromodelo;

- Acuracidade da previsão de carga transportada (precisão do projeto);
- Concordância projeto-construção;
- Bonificações e penalidades.

As equipes vencedoras são premiadas conforme previamente acordado entre organizadores do evento. No entanto, acredita-se que para todos os integrantes de todas as equipes participantes, o maior prêmio seja experiência e aprendizado adquiridos neste tipo de competição.

De caráter pessoal, este projeto desperta um interesse pela engenharia aplicada na aeronáutica, onde vários conceitos apresentados no curso de Engenharia Mecânica da Universidade Tecnológica Federal do Paraná - Câmpus Pato Branco (UTFPR-PB), podem ser empregados.

1.1 OBJETIVOS

Frente aos expostos, este trabalho tem como objetivo fazer um projeto estrutural de um protótipo de aeromodelo, respeitando os requisitos determinados pelo regulamento da competição SAE Brasil AeroDesign da Classe Regular (SAE BRASIL, 2016a). O desenvolvimento desse projeto viabilizará uma futura construção de um protótipo para ser testado na UTFPR-PB, incentivando a pesquisa contínua de melhoramentos e soluções de engenharia. Assim, o dimensionamento da estrutura do aeromodelo é dividido basicamente em: fuselagem, asas e empenagem.

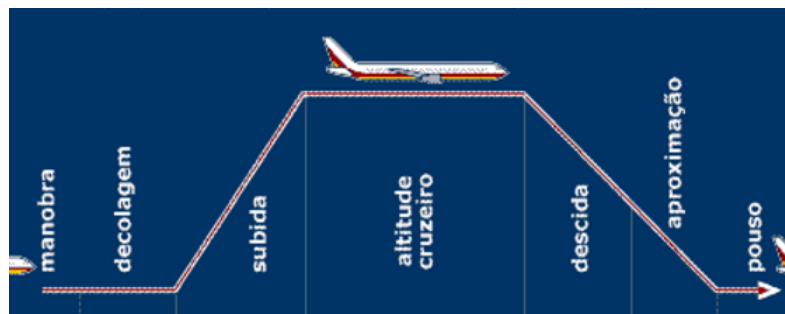
2 REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 O AVIÃO E SUAS OPERAÇÕES DE VOO

Segundo Rodrigues (2013), em seu livro Fundamentos da Engenharia Aeronáutica, o avião é definido como uma aeronave de asa fixa mais pesada que o ar, movida por propulsão mecânica, que é mantido em condição de voo devido à reação dinâmica do ar que escoia através de suas asas.

O voo de uma aeronave pode ser dividido nas seguintes operações: manobra ou taxiamento, decolagem, subida, cruzeiro, descida, aproximação e pouso. A Figura 1 ilustra as operações citadas.

Figura 1: Principais operações de voo de um avião

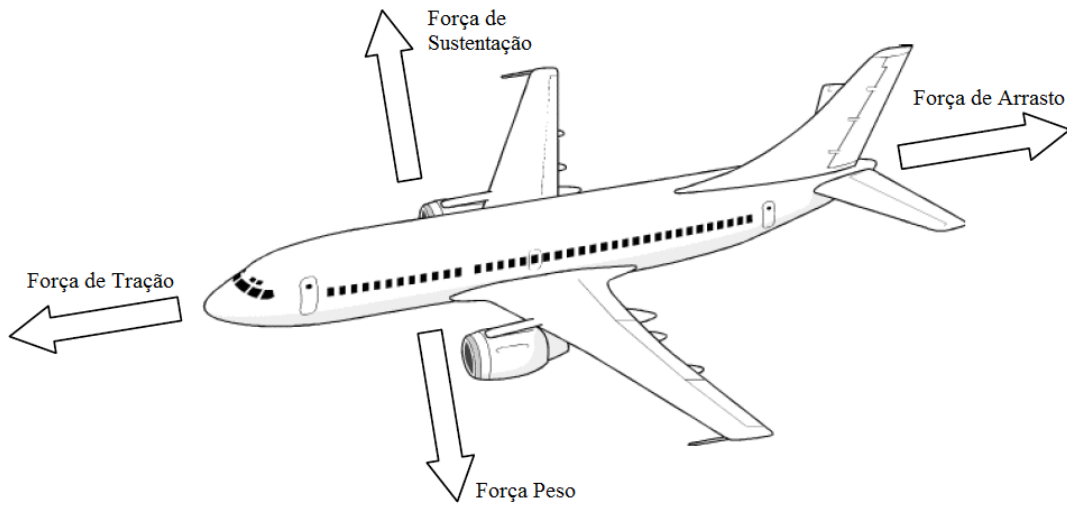


Fonte: Google Imagens A (2016).

2.2 PRINCIPAIS FORÇAS ATUANTES NO AVIÃO

Existem quatro forças a serem analisadas durante a etapa do voo conhecida como cruzeiro. Essas forças são: força de tração (T), força de arrasto (D), força de sustentação (L) e força peso (W) (RODRIGUES, 2013).

Figura 2: Principais forças atuantes em um avião



Fonte: Adaptado de Dansie (2016).

Força de tração é a força produzida pela propulsão do motor da aeronave. A aeronave é acelerada pelo moto-propulsor movendo-o para frente e vencendo a força de arrasto.

Força de arrasto é a força resultante que age no sentido do escoamento, ou seja, atua contra o movimento do avião.

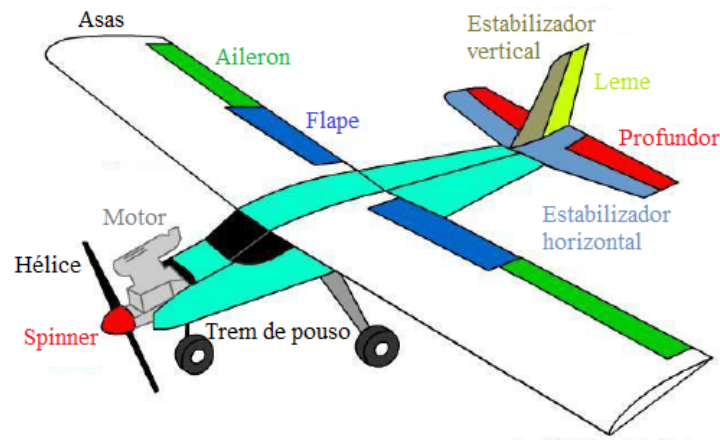
Força de sustentação é a força resultante gerada pela passagem do ar através dos perfis aerodinâmicos do avião, principalmente na asa.

Força peso é a força exercida sobre um corpo pela atração gravitacional da Terra, ou seja, o produto da magnitude da aceleração da gravidade pela massa do corpo (aeronave).

2.3 AEROMODELO

O aeromodelo é um modelo de aeronave projetada e construída em escala reduzida. A maioria das estruturas dos aeromodelos, indiferente do tipo de proposta para os quais foram projetados, partilham dos principais componentes de um avião, os quais estão ilustrados na Figura 3.

Figura 3: Principais partes de um aeromodelo



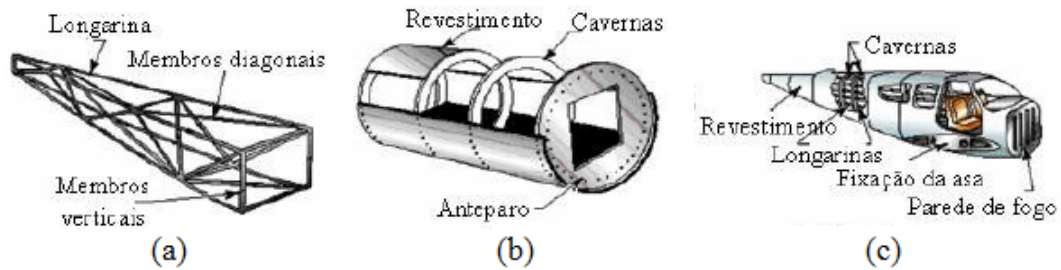
Fonte: Adaptado de Dansie (2016).

2.4 FUSELAGEM

A fuselagem é o corpo principal do avião onde as asas são fixas. Por exemplo, em um avião comercial convencional, trata-se do local onde ficam os pilotos, passageiros e cargas. Basicamente, a fuselagem pode ser construída de três formas:

1. Estrutura treliçada: estrutura de construção simples, pois trata-se de uma treliça com junções triangulares, dando a resistência e a rigidez necessária para a estrutura. É uma estrutura pouco utilizada, devido a sua baixa eficiência aerodinâmica. Em aeronaves mais leves, como nos monomotores, a treliça pode ser construída com ligas de alumínio;
2. Estrutura monocoque: nessa estrutura, as cavernas e o revestimento deverão ser resistentes o suficiente para suportar as cargas atuantes. As cavernas propiciam o formato aerodinâmico da fuselagem. O principal desafio neste tipo de estrutura é selecionar um revestimento forte o suficiente para manter a rigidez do conjunto, sem que o peso ultrapasse um limite aceitável para o projeto;
3. Estrutura semi-monocoque: basicamente é a estrutura do tipo monocoque, porém com acréscimo de longarinas para dar resistência à estrutura, sanando os problemas revestimento (resistência/peso) da construção monocoque.

Figura 4: Principais tipos de fuselagem: (a) treliçada, (b) monocoque, (c) semi-monocoque

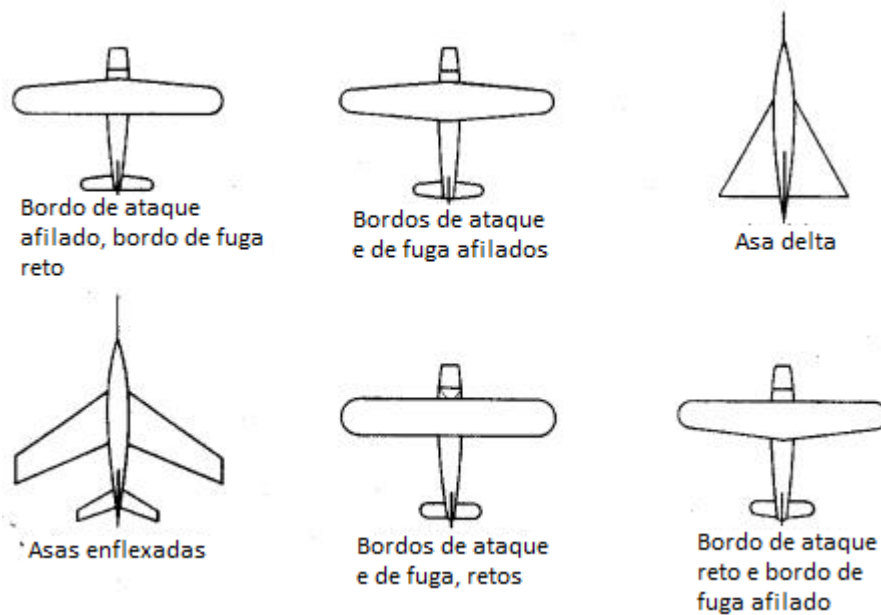


Fonte: Rodrigues (2010).

2.5 ASAS

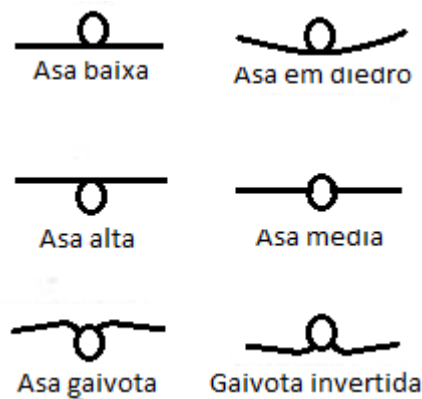
São os componentes fundamentais para sustentar o avião em voo. A asa é uma das partes mais estudada no avião, possui diversas configurações, devido ao grande número de variáveis em sua construção, cada combinação visando uma proposta, seja ela a velocidade, a sustentação, a redução do arrasto, etc. As Figuras 5 e 6 mostram algumas configurações de asas.

Figura 5: Tipos de bordos de ataque e fuga mais comuns



Fonte: Google Imagens B (2016).

Figura 6: Formatos comuns de asas



Fonte: Google Imagens C (2016).

Outra variação é o número de asas, os principais são os de um par de asas, monoplano, e de dois pares de asas, biplanos, mostrado na Figura 7.

Figura 7: (a) Avião monoplano e (b) avião biplano



Fonte: Google Imagens D (2014).

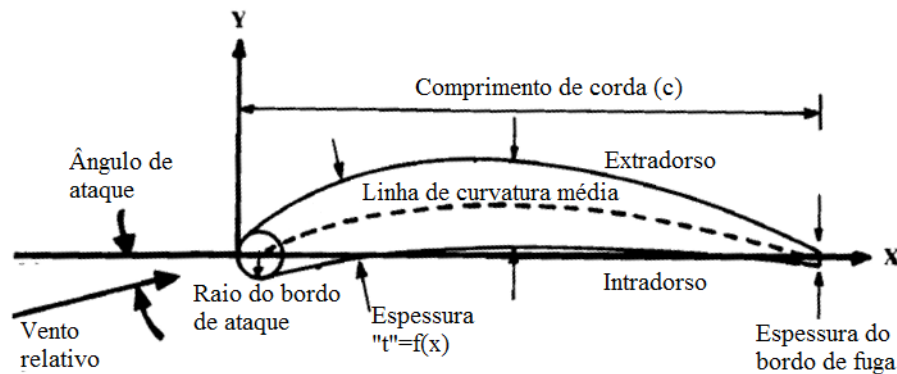
2.5.1 PERFIL AERODINÂMICO DA ASA

O perfil aerodinâmico pode ser considerado, assim como diz Raymer (1992), o “coração do avião”, uma vez que este afeta a velocidade de cruzeiro e de estol, distâncias de decolagem e pouso, entre outros parâmetros aerodinâmicos.

A Figura 8 ilustra os principais parâmetros da geometria de um perfil aerodinâmico padrão.

O ângulo de ataque é um ângulo formado entre a corda e o vento relativo em contato com o perfil.

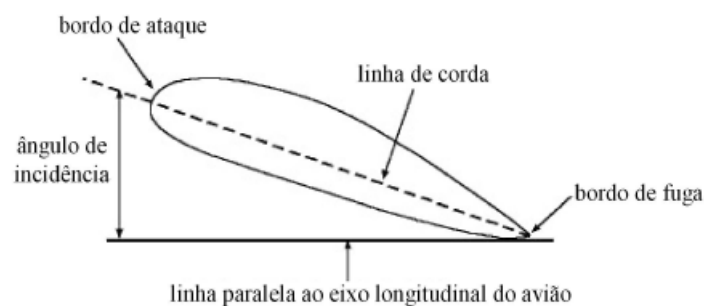
Figura 8: Características de um perfil aerodinâmico



Fonte: Adaptado de Raymer (1992).

Para gerar a força de sustentação, o perfil aerodinâmico deve ser configurado de forma que a velocidade do vento ao passar no extradorso do perfil seja maior do que a porção que passa no seu intradorso, promovendo assim uma diferença de pressão. A equação de Bernoulli mostra (condições específicas) que quanto maior a velocidade, menor a pressão, logo a força resultante vertical é para cima.

Figura 9: Ângulo de incidência em um perfil aerodinâmico

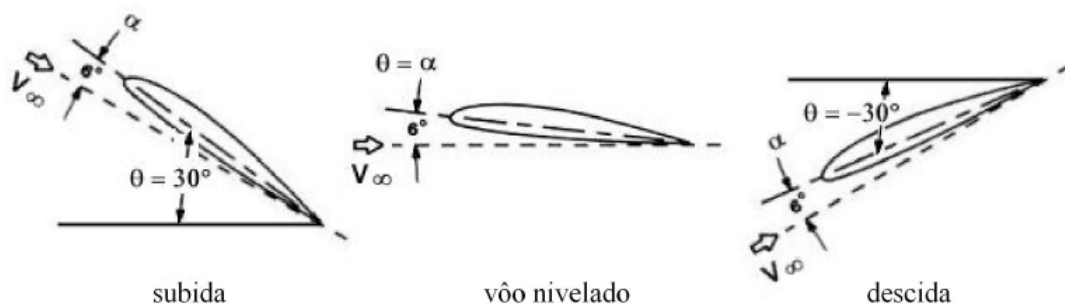


Fonte: Rodrigues (2014a).

Outra variável importante é o ângulo de incidência, definido como o ângulo formado entre a corda do perfil e um eixo horizontal de referência. Este valor é diretamente relacionado ao desempenho aerodinâmico do perfil, uma vez que este altera o comportamento do fluido ao escoar pelo perfil aerodinâmico selecionado (RODRIGUES, 2014a).

A Figura 10 compara os ângulos de ataque (α) e incidência (θ), em diferentes operações do voo. O aumento do ângulo de ataque resulta em um aumento do coeficiente de sustentação até um limite. Este limite é definido pela comunidade aeronáutica como ponto de estol. O ângulo de ataque nesse ponto é chamado de ângulo de estol.

Figura 10: Comparação entre os ângulos de ataque e incidência em diferentes etapas do voo



Fonte: Rodrigues (2014a).

Duas das principais características de um perfil aerodinâmico citadas por Rodrigues (2013), na seleção do perfil adequado são a influência do número de Reynolds e as características aerodinâmicas do perfil.

O número de Reynolds pode ser definido como um número adimensional usado em Mecânica dos Fluidos para indicar se o fluxo de fluido passado um corpo ou em um duto é estável ou turbulento (OXFORD, 2004), ou, como a sua equação indica, o número de Reynolds é um quociente de forças de inércia por forças de viscosidade.

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} \quad (1)$$

onde,

Re : número de Reynolds;

ρ : densidade do fluido;

L : comprimento característico;

μ : viscosidade dinâmica.

O número de Reynolds indica o comportamento do escoamento do fluido, podendo este ter um comportamento laminar para valores de $Re < 500\,000$ e turbulento para valores de

$Re > 500\,000$. Estes valores são para escoamento externo (ANDERSON JR., 2015).

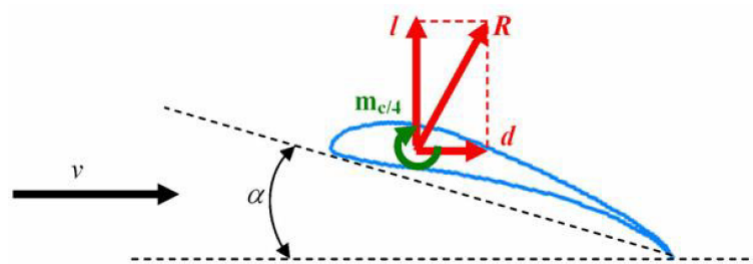
As principais características aerodinâmicas do perfil são: coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto, coeficiente de momento, eficiência aerodinâmica e a posição do centro aerodinâmico (RODRIGUES, 2014a).

Coeficiente de sustentação (c_l) é definido como a eficiência do perfil para gerar força de sustentação, sendo em função (no caso de escoamento incompressível) do modelo do perfil, do número de Reynolds e do ângulo de ataque. Este valor é usualmente determinado a partir de ensaios em túnel de vento ou em softwares específicos para simular um túnel de vento. Quanto mais alto o coeficiente de sustentação, mais alta é a geração de força de sustentação.

Coeficiente de arrasto (c_d) é definido como a medida de eficiência do perfil em gerar força de arrasto. Para que o perfil seja considerado aerodinamicamente eficiente, o coeficiente de arrasto deve ser mínimo, sendo este em função (no caso de escoamento incompressível) do número de Reynolds e ângulo de ataque.

Coeficiente de momento (c_m) é a medida da capacidade do perfil em gerar momento em torno do centro aerodinâmico do perfil, podendo o momento ser positivo (sentido horário) ou negativo (sentido anti-horário). A localização do centro aerodinâmico do perfil é comumente considerada em $1/4$ da corda a partir do bordo de ataque. O perfil aerodinâmico ideal deve possuir o momento mais próximo de zero.

Figura 11: Momento e forças atuantes em um perfil aerodinâmico



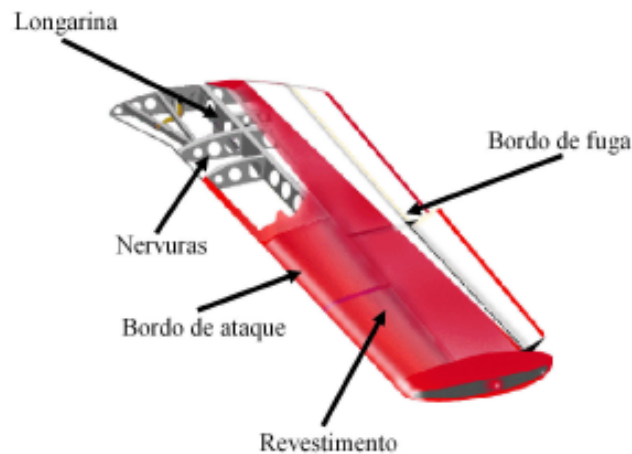
Fonte: Rodrigues (2014a).

Por fim, para a seleção de um perfil adequado, faz-se necessário o cálculo das forças e o momento atuantes no perfil da asa, sendo eles: forças de sustentação (l), força de arrasto (d), força resultante (R) e momento ($m_{c/4}$) gerados no centro aerodinâmico.

2.5.2 ESTRUTURA DA ASA

Para o caso mais comum, onde a estrutura é coberta com tela (para aeromodelos), temos como principais elementos estruturais: a nervura, a longarina, o bordo de ataque e o bordo de fuga. As nervuras são os componentes que transmitem os esforços do revestimento para a longarina e dá o formato aerodinâmico da asa. A longarina também é um elemento de importância na estrutura da asa, pois é responsável por resistir aos esforços atuantes durante o voo. O bordo de ataque e o bordo de fuga representam respectivamente a parte dianteira e traseira da asa.

Figura 12: Principais partes da estrutura da asa



Fonte: Rodrigues (2010).

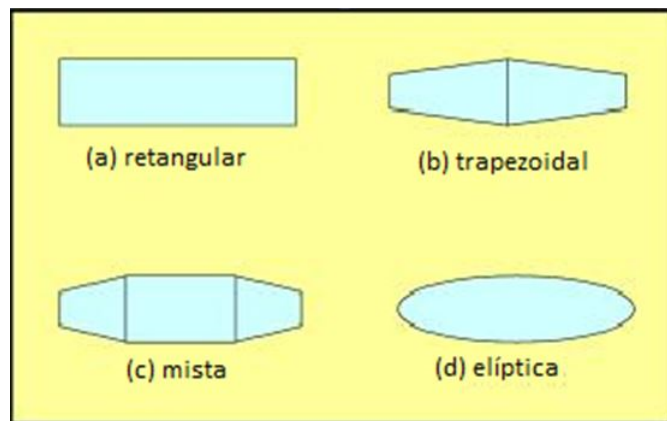
2.5.3 FORMA GEOMÉTRICA

A forma geométrica da asa varia de acordo com a proposta do projeto, logo esta possui uma grande variedade. As quatro formas mais comuns são listadas a seguir:

1. Asa retangular: é dentre as listadas, a que possui o menor valor na relação entre a força de sustentação e a força de arrasto, ou seja, logo a menor eficiência aerodinâmica, fator este, principalmente devido ao alto arrasto induzido, segundo Rodrigues (2013), arrasto induzido é o arrasto dependente da geração de sustentação, é caracterizado por um arrasto de pressão causado pelo escoamento induzido *downwash* que é associado aos vórtices criados nas pontas de uma asa de envergadura finita. Este tipo de asa possui como vantagem menor custo de fabricação;

2. Asa trapezoidal: possui uma ótima relação entre eficiência aerodinâmica e custo. Quando comparado à asa retangular, a asa trapezoidal diminui o arrasto induzido, mas eleva o custo de fabricação já que as nervuras possuirão tamanhos diferentes;
3. Asa mista: busca um meio termo entre a eficiência da asa trapezoidal e o baixo custo de fabricação da asa retangular;
4. Asa elíptica: ao contrário da asa retangular, este modelo possui a melhor eficiência aerodinâmica, em contrapartida o maior custo de fabricação.

Figura 13: Principais formas geométricas da asa



Fonte: Rodrigues (2010).

2.5.4 FIXAÇÃO DA ASA NA FUSELAGEM

Outro tipo de classificação da asa se deve pela altura da fixação da asa na fuselagem. Segundo Rodrigues (2013), são eles:

1. Asa alta: possui como vantagens uma melhor relação, maior estabilidade lateral da aeronave, menor comprimento de pista necessário para o pouso uma vez que minimiza a ação do efeito solo e para aeronaves de transporte, simplifica o processo de colocar e retirar a carga, visto que a fuselagem se encontra mais próxima ao solo;
2. Asa média: possui a menor geração de arrasto dentre os três tipos de fixação da asa (alta, média e baixa), pois minimiza o arrasto de interferência entre a asa e a fuselagem. Sua maior desvantagem são os problemas estruturais, pois o momento fletor na raiz da asa exige uma estrutura reforçada na fuselagem da aeronave;

Figura 14: Aeromodelo que utiliza asa alta



Fonte: Google Imagens E (2014).

Figura 15: Aeromodelo que utiliza asa média



Fonte: Google Imagens F (2014).

3. Asa baixa: sua vantagem relaciona-se com o projeto do trem de pouso, a asa em muitos casos serve como estrutura para suportar as cargas atuantes durante o taxiamento e o pouso, também possui uma melhor manobrabilidade de rolamento da aeronave e necessita de um menor comprimento de pista para a decolagem, pois com a proximidade da asa em relação ao solo é possível aproveitar de forma significativa a ação do efeito solo, porém possui uma menor estabilidade lateral, necessitando normalmente da adição do ângulo de diedro para garantir a sua estabilidade.

2.6 EMPENAGEM

A empenagem dá estabilidade e controle ao avião (arfagem e guinada). Divide-se basicamente em superfície horizontal e superfície vertical.

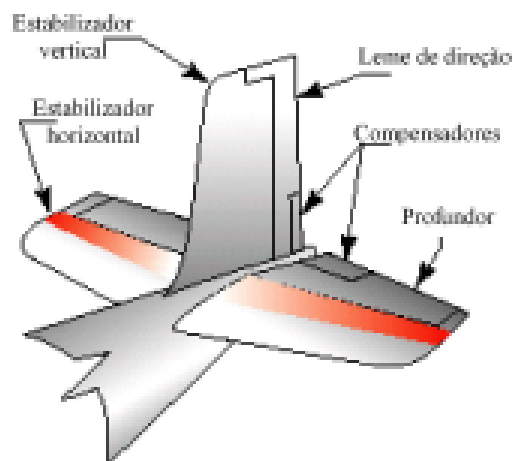
A superfície horizontal é dividida em parte móvel (profundor) e parte fixa (estabilizador

Figura 16: Avião que utiliza asa baixa



Fonte: Google Imagens G (2014).

Figura 17: Principais componentes da empenagem



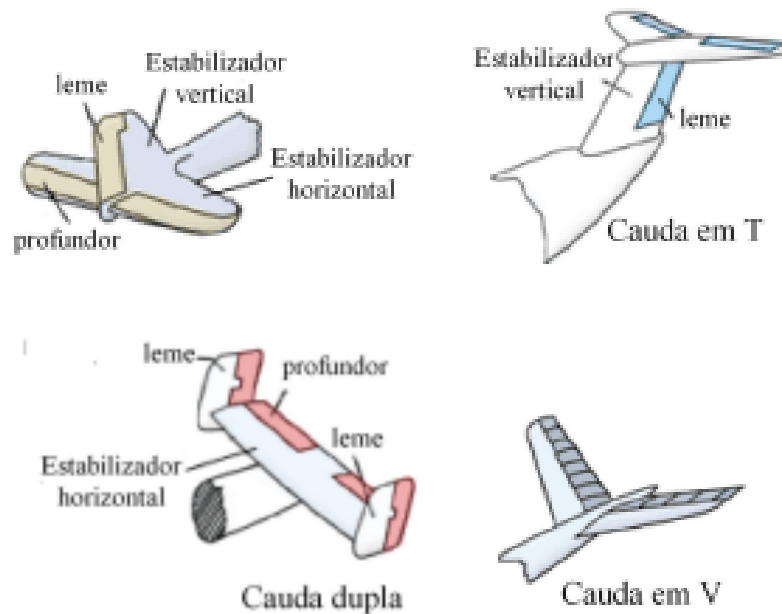
Fonte: Rodrigues (2010).

horizontal), como mostra a Figura 17. A superfície vertical é dividida também pela sua parte móvel (leme de direção) e pela sua parte fixa (estabilizador vertical). Os principais tipos de empenagens são:

1. Configuração convencional é a mais utilizada aviões, possui o menor peso estrutural entre as demais, uma boa estabilidade e controle da aeronave;
2. Configuração de cauda em T possui um baixo arrasto induzido, porém possui uma estrutura mais pesada;
3. Configuração de cauda dupla é basicamente um meio termo entre as propriedades da configuração em T e a convencional;

4. Configuração em cauda em V possui excelentes propriedades aerodinâmicas, porém uma grande complexidade no seu controle.

Figura 18: Tipos de empenagem



Fonte: Rodrigues (2010).

2.7 SUPERFÍCIES DE CONTROLE

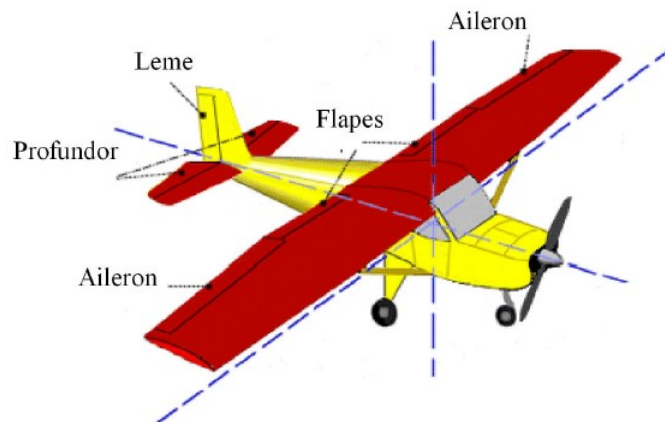
As principais superfícies de controle do avião são: ailerons, leme e profundor.

Os ailerons são estruturas móveis localizadas nos bordos de fuga da asa. Com um movimento sincronizado os ailerons realizam o movimento de rolagem da aeronave. Para virar o aeromodelo para a direita o aileron da asa esquerda é defletido para baixo e o da direita para cima, o contrário ocorre quando o comando é aplicado para a esquerda. Os efeitos da deflexão dos ailerons altera a sustentação gerada, resultando na rolagem do avião, como ilustrado na Figura 20.

O profundor é localizado no estabilizador horizontal da empenagem, sendo responsável pelo movimento de arfagem do avião. Para o avião subir, um comando é dado movimentando o profundor para cima, para descer, este é defletido para baixo.

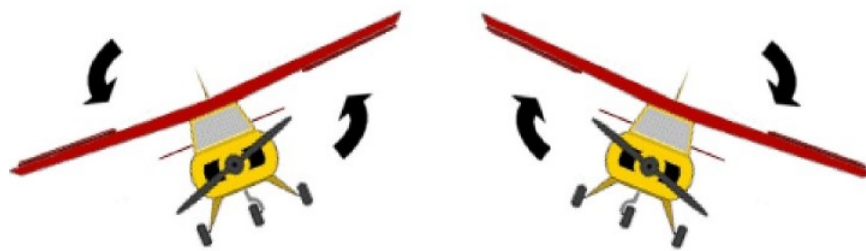
O leme, ou leme de direção, é localizado no estabilizador vertical da empenagem, sendo responsável pelo movimento de guinada da aeronave. Quando defletido para a direita, o avião

Figura 19: Superfícies de controle em um avião



Fonte: Rodrigues (2014a).

Figura 20: Movimento controlado pelos ailerons



Fonte: Rodrigues (2014a).

vira para a direita, bem como quando defletido para a esquerda, faz com que o avião vire para a esquerda.

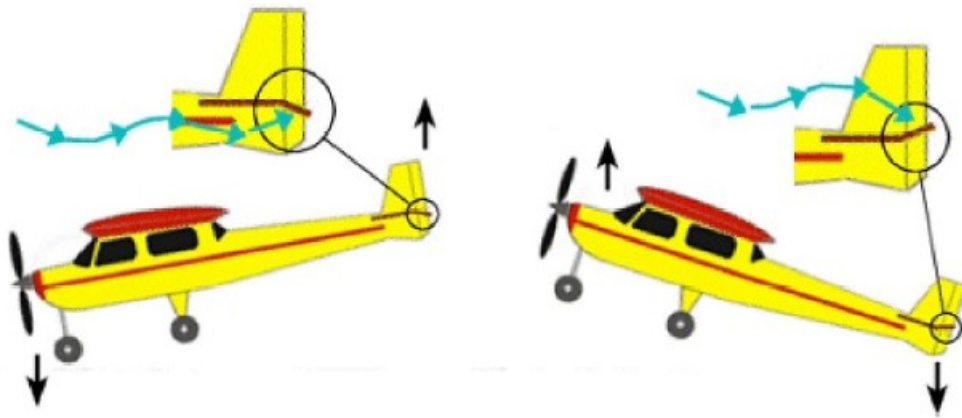
2.8 TREM DE POUSO

O trem de pouso proporciona o apoio do avião no solo e serve também para realizar as manobras de taxiamento na pista.

As duas classificações do trem de pouso vem da configuração de suas rodas, podendo ser:

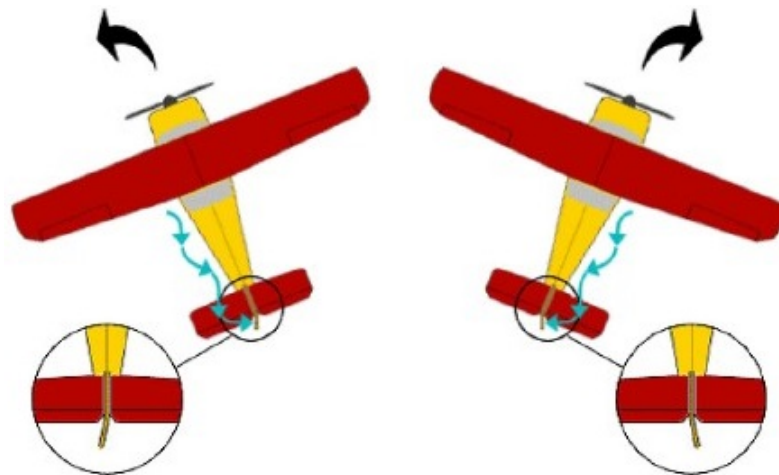
1. Trem de pouso convencional, dispondo de um trem principal com duas rodas dianteiras (alinhadas com a asa) e uma bequilha (roda instalada na extremidade posterior da empe-

Figura 21: Movimento controlado pelo profundor



Fonte: Rodrigues (2014a).

Figura 22: Movimento controlado pelo leme de direção



Fonte: Rodrigues (2014a).

nagem);

2. Trem de pouso triciclo possui duas rodas que situam-se geralmente embaixo das asas, e uma roda frontal (trem do nariz) localizada mais à frente. É o tipo mais utilizado, pois facilita na decolagem e melhora a estabilidade e o controle da aeronave no solo.

Figura 23: Trem de pouso do tipo convencional



Fonte: Rodrigues (2010).

Figura 24: Trem de pouso do tipo triciclo



Fonte: Rodrigues (2010).

2.9 GRUPO MOTO-PROPULSOR

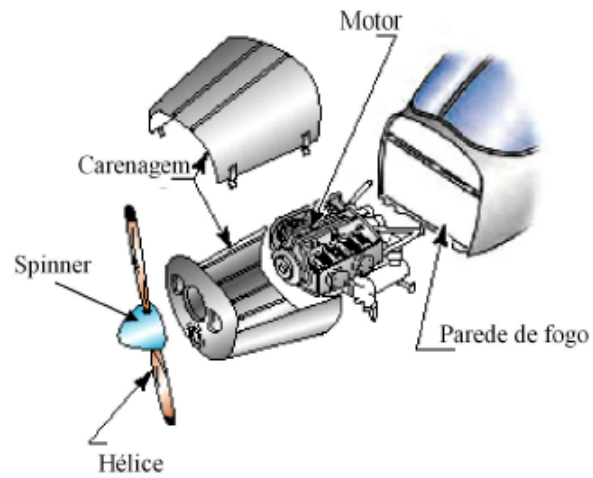
Segundo Rodrigues (2013), este conjunto tem como função impulsionar o avião. Divide-se basicamente em motor e hélice, o primeiro responsável por fornecer a potência que colocará a hélice em rotação, e a hélice desempenhará o papel de gerar a tração necessária para o movimento do avião. Ainda, as aeronaves são classificadas pelo número de motores existentes na sua estrutura, podendo ser monomotores, bimotores e multimotores.

2.10 CENTRO DE GRAVIDADE

O centro de gravidade (CG), de uma aeronave é definido pelas condições de balanceamento de momentos do nariz e da cauda da aeronave.

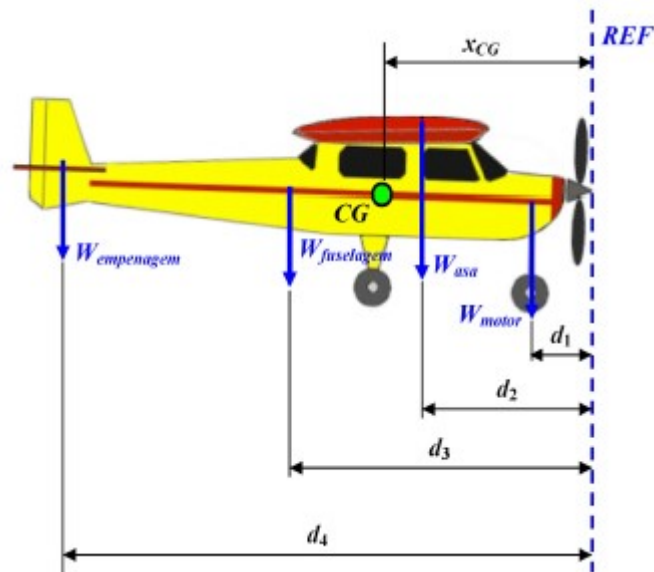
A posição do CG é relacionada aos momentos gerados em torno de CG e as forças geradas pela massa das diferentes partes da aeronave, logo, faz-se necessário adotar um ponto

Figura 25: Principais componentes do grupo moto-propulsor



Fonte: Rodrigues (2010).

Figura 26: Diagrama de forças atuantes no CG da aeronave e suas respectivas distâncias

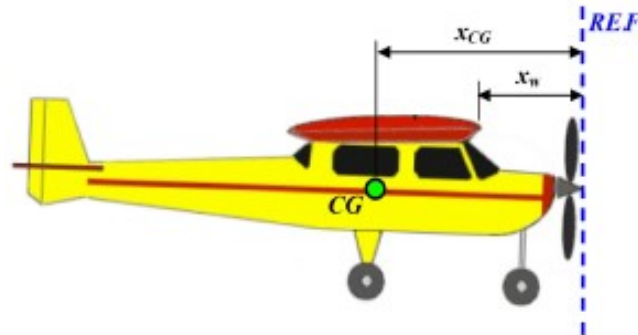


Fonte: Rodrigues (2014b).

de referência, como ilustrado na Figura 26 (RODRIGUES, 2014b).

O centro de gravidade é representado como a diferença entre as distâncias da posição do CG e do bordo de ataque da asa em função do limite adotado como referência.

Figura 27: Diagrama do referenciamento da posição do CG relação ao bordo de ataque da asa



Fonte: Rodrigues (2014b).

2.11 COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN

Uma vez que este trabalho tem como objetivo principal projetar a parte estrutural de um aeromodelo que respeite aos requisitos da competição SAE Brasil AeroDesign - Classe Regular, dois principais regulamentos serão rigorosamente seguidos:

1. Regulamento do Torneio de Acesso à Competição SAE Brasil AeroDesign 2017 (SAE BRASIL, 2016b);
2. Regulamento da 18^a Competição SAE Brasil AeroDesign 2016 (SAE BRASIL, 2016a).

O Torneio de Acesso à Competição SAE Brasil Aerodesign 2017, foi criado no ano de 2016 devido ao grande crescimento no número de inscritos na competição, superando 95 equipes, valor este considerado como limite operacional da competição. Com isto, todas as equipes deverão participar deste torneio de acesso, onde as melhores equipes ganham o direito participar da competição principal.

Basicamente o Torneio de Acesso possui os mesmos requisitos da competição principal. Cada equipe deve conceber, projetar, documentar, construir e voar um avião rádio controlado, satisfazendo os requisitos e restrições impostas por este Regulamento. A pontuação total engloba os seguintes itens:

1. Competição de Projeto: as equipes apresentarão seus projetos através de duas plantas, uma de três vistas e uma livre, a fim de demonstrar os aspectos principais de sua aeronave e sua concepção;
2. Competição de Voo: determina a carga máxima que cada avião pode carregar, a eficiência estrutural, o peso vazio real da aeronave, sua confiabilidade e vários outros aspectos.

Esta fase acontecerá exclusivamente por vídeo, cada equipe em sua sede. Os voos serão verificados por meio de vídeos enviados à Comissão Técnica para a avaliação.

As restrições quanto ao tipo de aeromodelo determinam que as aeronaves: tenham asas fixas não rotativas; não façam uso de gases buscando contribuição na sustentação do avião; não possuam nenhuma forma de propulsão além do motor; não utilizem dispositivos auxiliares não conectados fisicamente ao avião quando este pousar; não tenham pontas, bordas ou arestas cortantes; não façam uso de materiais explosivos. Aeronaves reutilizadas devem apresentar modificações significativas para serem aprovadas pela comissão técnica, uma vez que a competição busca inovações.

A única restrição geométrica para o Torneio de Acesso é de que a envergadura máxima não ultrapasse $2,00\text{ m}$.

O aeromodelo deve utilizar de apenas um motor, escolhido entre:

- KandB 0.61 RC/ABC (PN 6170), (tipo glow);
- O.S. 0.61 FX, (tipo glow);
- O.S. 0.55 AX, (tipo glow);
- Magnum XLS-61A, (tipo glow);
- ASP S61AII (tipo glow).

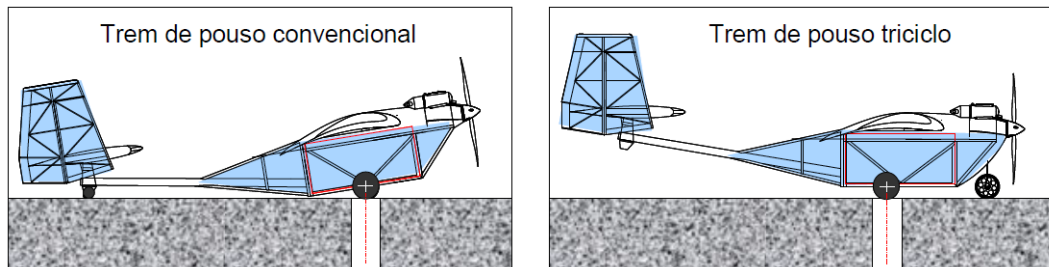
O motor selecionado deve ser utilizado em sua configuração original, bem como o escapamento do motor.

Quanto ao volume do compartimento de carga, este deve ser único e totalmente fechado, as portas de acesso à carga deverão fazer parte do avião.

A carga paga ou peso transportado pelo avião, será confeccionado pela equipe, sendo esta a soma dos pesos das placas somados com o suporte de carga. O suporte de carga não é considerado como carga paga caso este não possa ser retirado da aeronave no momento da pesagem. A carga paga deve ser devidamente fixada no compartimento de carga e não poderá influenciar na estrutura da aeronave. O Torneio de Acesso possui uma limitação na carga total de 20 kg , ou seja, a massa total do avião somado à carga paga não pode ultrapassar 20 kg .

Referente ao voo, a distância máxima de decolagem deve ser de 60 m . Para que o voo seja validado, as rodas principais do trem de pouso (dianteiras para o trem de pouso convencional e traseiras para o tipo triciclo) devem iniciar o voo antes da linha de 60 m , conforme mostra a Figura 28.

Figura 28: Delimitação da linha final de decolagem



Fonte: SAE BRASIL (2014).

O pouso deve ser realizado com o primeiro toque da aeronave dentro da área destinada de 120 m, sem limite de distância para a rolagem e parada completa, desde que a parada seja dentro da área limite. Durante o trecho de voo, a aeronave deve fazer pelo menos uma volta de 360° antes do pouso.

Apesar de seguir o escopo do Torneio de Acesso, a competição SAE Brasil AeroDesign possui maior complexidade, abaixo estão listadas algumas das restrições para a Classe Regular.

Como já citado, a competição presencial é dividida em três categorias: Regular, Micro e Avançado. Estas categorias apesar de possuírem restrições e avaliações diferentes, são realizadas simultaneamente e são divididas em duas partes:

1. Competição de Projeto: as equipes apresentarão seus projetos e demonstrarão seus cálculos para determinar a pontuação máxima que o aeromodelo pode obter, bem como os diversos critérios utilizados para definição da aeronave. Nesse contexto, entende-se por “projeto” todo o raciocínio, devidamente justificado, utilizado para conceber a proposta de aeronave desenvolvida pela equipe para participar da Competição;
2. Competição de Voo - determina a carga máxima que cada avião pode carregar, a eficiência estrutural, o peso vazio real da aeronave, sua confiabilidade e vários outros aspectos. A precisão do projeto (acuracidade) e precisão construtiva também são levados em conta no resultado. Os itens pontuados na competição de voo variam conforme a categoria (Regular, Avançado e Micro).

Ainda, nas ligações estruturais, fixação do motor e fixação da carga paga na aeronave, serão autorizados apenas os seguintes dispositivos:

- Parafusos metálicos e porcas auto-travantes ou frenadas (recomendados);
- Parafusos metálicos e conjuntos porca/contra porca, e/ou porcas coladas;

- Parafusos metálicos e conjunto porca/contra-porca, e/ou porcas coladas com cola apropriada.

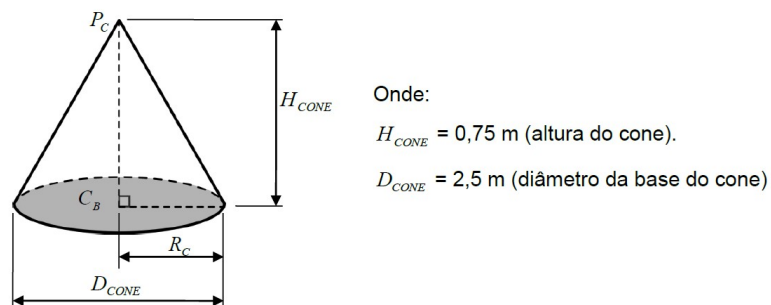
Todas as ligações estruturais citadas abaixo devem estar visíveis, são elas:

- Ligações fuselagem/asa;
- Ligações fuselagem/empenagem
- Ligações fuselagem/*tail boom*
- Ligações *tail boom*/asa
- Ligações *tail boom*/empenagem
- Ligação da empenagem vertical na horizontal
- Ligações motor/fuselagem
- Ligações asa/asa

A hélice metálica é proibida, porém a fixação da hélice deve ser metálica.

O aeromodelo deve ser projetado de certa forma que possa ser completamente inserida (com exceção da hélice) num hangar em forma de cone regular conforme as medidas apresentadas na Figura 29.

Figura 29: Hangar usado para delimitar as dimensões máximas da aeronave



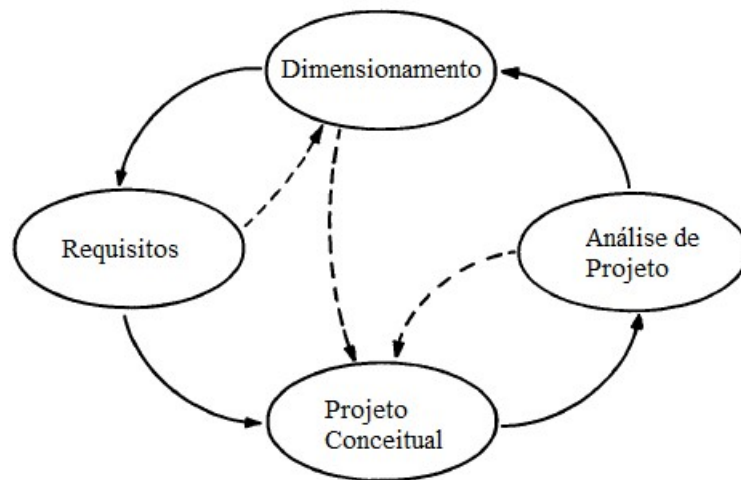
Fonte: SAE BRASIL (2014).

Maioria das restrições e requisitos adotados para o torneio de acesso se mantem na competição presencial, tais como: tipo do avião, reutilização do avião, seleção do motor, compartimento de carga e “peso” total da aeronave. O uso de chumbo não é permitido.

3 METODOLOGIA

É muito difícil definir por onde começar qualquer tipo de projeto. Para o caso do projeto de um aeromodelo, alguns acreditam que o primeiro passo se dá com a definição do conceito do aeromodelo, outros acreditam que primeiro deve-se ter uma estimativa inicial das medidas físicas como tamanho e peso, outros ainda dizem que antes de tudo deve-se definir os requerimentos do projeto final. Nenhum está errado, pois a concepção de um projeto trata-se de um processo iterativo. O processo pode ser melhor entendido no fluxograma abaixo (RAYMER, 1992).

Figura 30: Fluxograma do processo iterativo de um projeto



Fonte: Raymer (1992).

3.1 PRINCIPAIS REQUISITOS

Antes de definir os parâmetros de projeto da aeronave, faz-se necessário analisar o regulamento da competição SAE AeroDesign previamente estudado, bem como atender os princípios básicos da mecânica estrutural e aerodinâmica. Os principais requisitos à serem cumpridos pela metodologia de projeto são:

1. Escolher perfis aerodinâmicos adequados;

2. Ser capaz de sustentar o próprio peso somado à uma determinada carga paga (inferior à 20 kg);
3. Possuir boa eficiência aerodinâmica (asas e empenagem);
4. Possuir estabilidade estrutural
5. Poder inserir completamente o aeromodelo no hangar representado na Figura 29;
6. Manter um custo baixo e facilidade na construção.

3.2 SELEÇÃO DO MATERIAL BASE

Sendo o transporte da maior carga paga possível o principal objetivo da classe Regular na competição SAE Brasil AeroDesign, a seleção do material base da aeronave deve buscar um material com a máxima resistência estrutural com baixa densidade.

Os principais materiais empregados são: fibra de carbono, isopor, ligas leves de alumínio, *nylon*, madeira balsa e fibra de vidro (RODRIGUES, 2014b).

3.3 PESO BRUTO DE DECOLAGEM

Raymer (1992) define o Peso Bruto de Decolagem (W_0), como o peso total o qual a aeronave deve possuir ao começar a missão a ser cumprida, este peso não é necessariamente o Peso Máximo de Decolagem (W_{max}), uma vez que o Peso Bruto de Decolagem define um peso seguro, sem que a aeronave esteja sobrecarregada, o que acarretaria em manobrabilidade reduzida, entre outros problemas estruturais.

O W_0 de uma aeronave padrão pode ser separado em: peso da tripulação (W_{tr}); carga paga, podendo ser peso dos passageiros ou qualquer carga extra a ser transportada (W_{cp}); peso do combustível (W_c) e peso vazio (W_v). Este último compreende toda a estrutura, motores, trem de pouso e demais elementos fixos à aeronave. A Equação 2 resume o cálculo do Peso Bruto da Decolagem (RAYMER, 1992).

$$W_0 = W_{tr} + W_{cp} + W_c + W_v \quad (2)$$

3.4 PERFIS AERODINÂMICOS


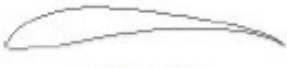

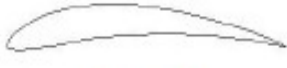
3.4.1 PERFIL DA ASA

Lembrando novamente que o principal objetivo da competição é o de sustentar a maior carga paga possível, o perfil selecionado deve possuir elevado coeficiente de sustentação sem que

isso eleve demasiadamente o seu peso estrutural.

Rodrigues (2014a) cita em seu livro os 4 perfis utilizados pela grande maioria dos competidores, uma vez que estes atendem aos requisitos da competição com eficácia.

Figura 31: Perfis aerodinamicos mais utilizados na asas da competição SAE Aero-Design

Perfil	Características Principais
 Wortmann FX 74-CL5-140	Espessura máxima: 13,08% a 27,1% da corda. Curvatura máxima: 9,72% a 41,6% da corda. Raio de curvatura do bordo de ataque: 0,9850%. Espessura do bordo de fuga: 0,0120%
 Selig 1223	Espessura máxima: 12,13% a 20,3% da corda. Curvatura máxima: 8,67% a 49,9% da corda. Raio de curvatura do bordo de ataque: 3,0850%. Espessura do bordo de fuga: 0,0000%
 Selig 1210	Espessura máxima: 11,99% a 23,2% da corda. Curvatura máxima: 7,2% a 51,9% da corda. Raio de curvatura do bordo de ataque: 1,8006%. Espessura do bordo de fuga: 0,0000%
 Eppler 423	Espessura máxima: 12,51% a 23,7% da corda. Curvatura máxima: 10,03% a 41,4% da corda. Raio de curvatura do bordo de ataque: 2,6584%. Espessura do bordo de fuga: 0,0120%

Fonte: Rodrigues (2014a).

Para uma melhor seleção entre o perfil mais apropriado entre os quatro citados, os indicadores a serem considerados são o coeficiente de sustentação, arrasto e momento. Um balanço entre si trará um resultado satisfatório aos requisitos da competição, ao garantir a força de sustentação necessária sem gerar momento.

3.4.2 PERFIL DA EMPENAGEM

Para a seleção do perfil da empenagem, deve ser levado em consideração o seu ângulo de estol. Deve-se objetivar um elevado ângulo de estol, com isso, mesmo que o estol ocorra nas asas do avião, o estabilizador horizontal garante que o avião não tenha uma perda significativa de força de sustentação.

Segundo Rodrigues (2014a), os quatro perfis da empenagem mais utilizados na competição SAE Brasil AeroDesign são:

Figura 32: Perfis aerodinâmicos mais utilizados nas empenagens da competição SAE AeroDesign



Fonte: Rodrigues (2014a).

Uma análise semelhante ao perfil da asa, porém focada apenas no ângulo de ataque é suficiente para a seleção do perfil adequado.

3.5 PROJETO DA ASA

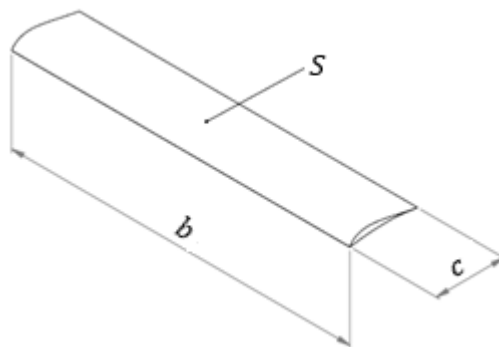
Para este projeto, será adotada a asa do tipo retangular, com bordos de ataque e fuga retos, devido a sua facilidade de construção.

A asa do aeromodelo será fixada na parte superior da fuselagem, ou seja, possuirá um posicionamento de asa alta, devido à boa sustentação, estabilidade e facilidade no manejo da carga.

A área da asa (S) retangular depende da envergadura (b) e da corda do perfil (c), e é determinada pela Equação 3.

$$S = b c \quad (3)$$

Figura 33: Asa tipo retangular



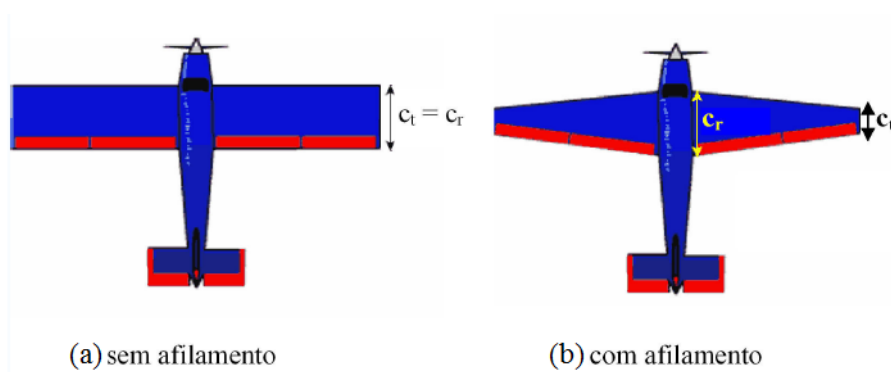
Fonte: Autoria própria.

Fatores que não podem ser esquecidos devido a sua grande importância para a otimização do funcionamento da asa são o alongamento (razão entre a envergadura e a corda do perfil), e o afilamento (razão entre a corda na ponta e a corda na raiz da asa). O alongamento (AR) em asas retangulares é obtido pela Equação 4.

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{b}{c} \quad (4)$$

Quanto maior o alongamento, teoricamente melhor o desempenho da asa, porém, o aumento excessivo deste valor, causará problemas na ordem estrutural devido ao aumento das tensões atuantes na estrutura. O afilamento (λ) é definido pela Equação 5.

Figura 34: Asa (a) sem afilamento e (b) com afilamento



Fonte: Rodrigues (2010).

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (5)$$

onde c_t é a corda na ponta da asa e c_r é a corda na raiz. Como no projeto será utilizado uma asa retangular, a asa não terá afilamento, ou seja:

$$c_t = c_r$$

Com estes valores determinamos a corda média aerodinâmica (\bar{c}), ou seja, comprimento de corda utilizado para o cálculo do momento aerodinâmico ao redor do centro aerodinâmico do avião, é obtido pela seguinte equação:

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (6)$$

3.5.1 MOMENTO E FORÇAS AERODINÂMICAS EM ASAS FINITAS

O momento gerado em uma asa finita (M) é calculado através do seu coeficiente de momento (C_M), bem como as forças aerodinâmicas de sustentação (L) e arrasto (D) são calculados através dos seus coeficientes de sustentação (C_L) e arrasto (C_D) respectivamente.

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (7)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D \quad (8)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho v^2 S \bar{c} C_M \quad (9)$$

onde,

ρ : densidade do ar;

v : velocidade;

S : área da asa;

\bar{c} : corda média aerodinâmica.

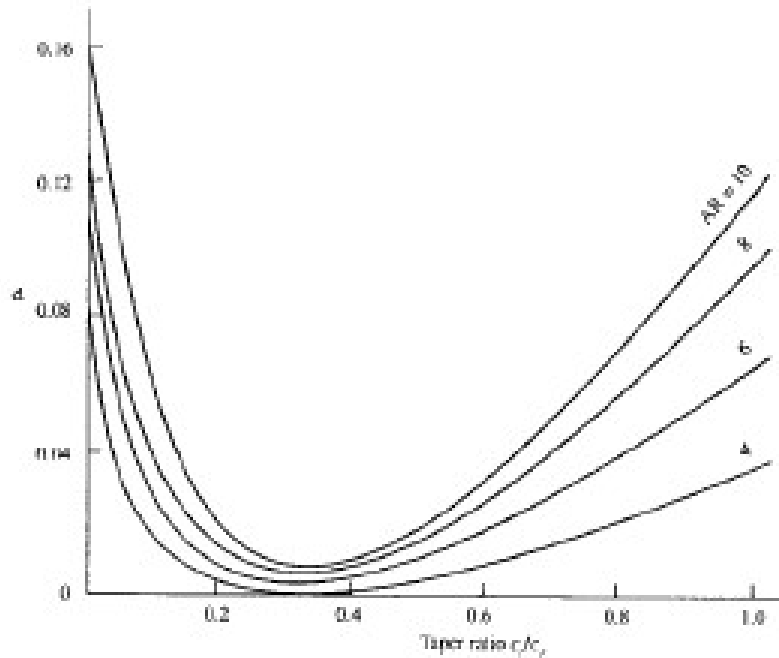
Para a determinação dos coeficientes de momento, sustentação e arrasto de uma asa finita, faz-se necessária uma correção dos coeficientes do perfil selecionado. Essa correção se dá pelo fato de que o momento e as forças geradas na asa finita são alterados pelos vórtices de vento criados na ponta da asa.

3.5.2 CORREÇÃO DO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO

Tendo definido que a asa utilizada possui um alto alongamento, o primeiro passo para a determinação do coeficiente de sustentação é realizar a correção dos coeficientes angulares a e a_0 referentes às curvas geradas por C_L x α , e c_l x α , respectivamente.

$$a = \frac{a_0}{1 + (57,3 \frac{a_0}{\pi} e AR)} \quad (10)$$

Figura 35: Gráfico eficiência (e) versus afilamento (λ) para diferentes faixas de alongamento (AR)



Fonte: Raymer (1992).

Para o cálculo do coeficiente angular do perfil (a_0), deve-se selecionar dois pontos do ângulo de ataque e seus respectivos coeficientes de sustentação c_l , logo:

$$a_0 = \frac{dc_l}{d\alpha} = \frac{c_{l2} - c_{l1}}{\alpha_2 - \alpha_1} \quad (11)$$

Para a determinação da eficiência de envergadura da asa (e) deve-se analisar o gráfico do fator de arrasto induzido, δ . O gráfico da Figura 35, se dá em função do alongamento, (AR) e afilamento, (λ).

Tendo o coeficiente angular (a) calculado, pode-se calcular o coeficiente de sustentação da asa finita ao longo de determinada variação do ângulo de ataque através da Equação 12.

$$C_L = a (\alpha - \alpha_{L=0}) \quad (12)$$

3.5.3 CORREÇÃO DO COEFICIENTE DE ARRASTO

O coeficiente de arrasto de uma asa finita (C_D) pode ser obtida pela soma do coeficiente de arrasto do perfil aerodinâmico (c_d) e do coeficiente de arrasto induzido (C_{Di}), como pode ser

visto na Equação 13.

$$C_D = c_d + C_{Di} \quad (13)$$

O coeficiente de arrasto induzido se dá em função da variação do coeficiente de sustentação, eficiência aerodinâmica e alongamento.

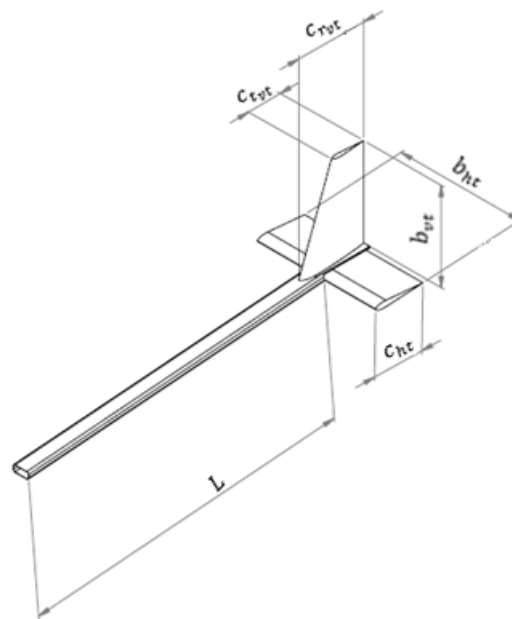
$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (14)$$

Ou seja, quão maior for o coeficiente de sustentação maior será o coeficiente de arrasto.

3.6 PROJETO DA EMPENAGEM

A configuração da empenagem a ser adotada no projeto será a empenagem do tipo convencional, pois esta é a que possui o menor peso estrutural e ainda, garante uma estabilidade e controle do aeromodelo. A superfície horizontal terá um formato retangular enquanto a vertical um formato trapezoidal, são estes os mais usuais.

Figura 36: Conjunto empenagem - tail boom



Fonte: Autoria própria.

Mesmo com o avanço tecnológico na área aeronáutica, a aerodinâmica continua depen-

dente de resultados empíricos, logo, as dimensões da empenagem são definidas pela faixa a qual garantem a sua função, que é de garantir o controle e estabilidade da aeronave.

Podemos definir a área da superfície horizontal (S_{ht}) e a área da superfície vertical da empenagem (S_{vt}), pelos seus respectivos volumes (V_{ht}) e (V_{vt}), determinados por:

$$V_{ht} = \frac{L_{ht} S_{ht}}{c_{med} S} \quad (15)$$

e

$$V_{vt} = \frac{L_{vt} S_{vt}}{b S} \quad (16)$$

onde, l_{ht} representa a distância do CG (centro de gravidade) do avião até o centro aerodinâmico da superfície horizontal; l_{vt} a distância do CG do avião até o centro aerodinâmico da superfície vertical; b é a envergadura da asa; S é a área da asa e c_{med} é a corda média aerodinâmica da asa. As faixas de volumes empiricamente adotados, são:

$$0,35 \leq V_{ht} \leq 0,5$$

$$0,04 \leq V_{vt} \leq 0,06$$

Com o valor de S_{ht} e S_{vt} podemos calcular as dimensões das superfícies horizontais e verticais por:

$$S_{ht} = b_{ht} c_{ht} \quad (17)$$

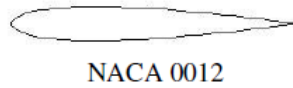
$$S_{vt} = \frac{(c_{r_{vt}} + c_{t_{vt}}) b_{vt}}{2} \quad (18)$$

onde b_{ht} e c_{ht} são as dimensões de envergadura e largura da superfície horizontal, b_{vt} é a envergadura da superfície vertical e $c_{r_{vt}}$ e $c_{t_{vt}}$ são os comprimentos de corda na raiz e ponta da superfície vertical da empenagem. Para concluirmos este cálculo, devemos adotar um dos valores, ou envergadura ou comprimento da corda. Para o caso do formato trapezoidal, podemos adotar uma relação de afilamento.

$$\lambda = \frac{c_{t_{vt}}}{c_{r_{vt}}} \quad (19)$$

Para a empenagem no anteprojeto será utilizado o perfil simétrico NACA 0012, um dos mais utilizados na competição SAE Brasil AeroDesign.

Figura 37: Perfil NACA 0012

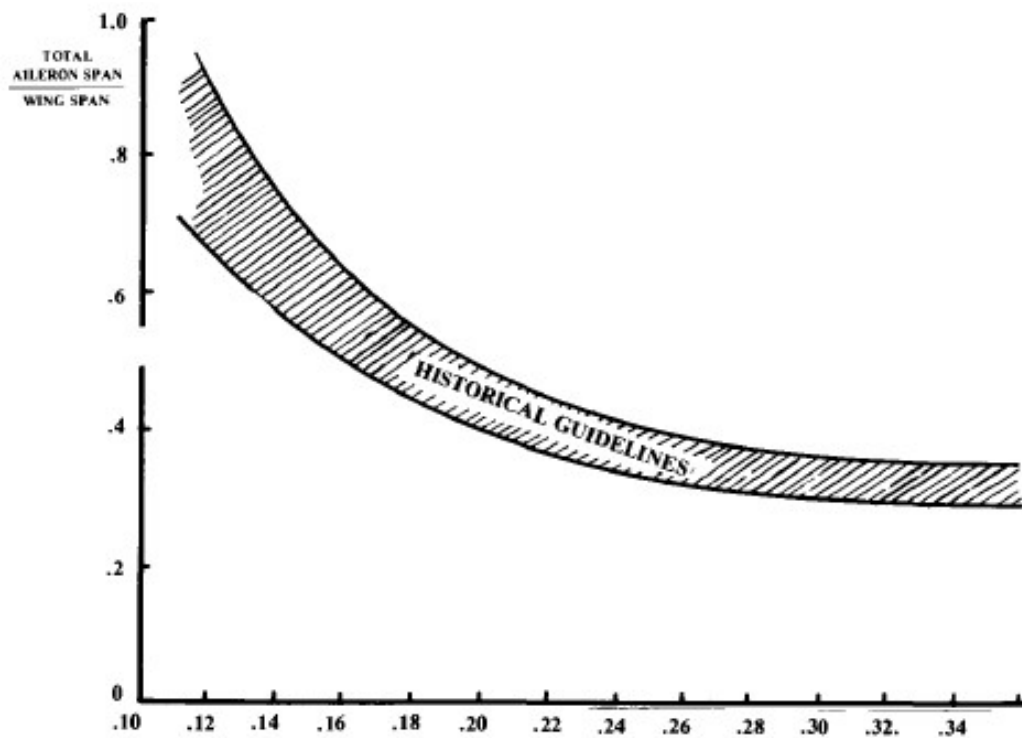


Fonte: Raymer (1992).

3.7 SUPERFÍCIES DE CONTROLE

Raymer (1992) em seu livro descreve que a área requerida pelo aileron pode ser estimada com o gráfico da Figura 38.

Figura 38: Faixa de valores em função da razão entre o aileron e a asa e a razão entre a corda do aileron e a corda da asa



Fonte: Raymer (1992).

Raymer (1992) também cita que os ailerons tipicamente se estendem entre 50% e 90% da asa. Os 10% faltantes proporcionam melhor controle por evitar a ponta da asa, onde os vórtices de vento se formam.

As superfícies de controle do profundor e do leme normalmente se estendem por 90%

do profundor e leme.

3.8 PROJETO DA FUSELAGEM

As dimensões e definições da fuselagem podem ser estritamente determinadas pelas suas "restrições no mundo real", as quais neste projeto se relacionam com a capacidade de sustentar a estrutura da aeronave e portar o compartimento de carga, possuindo o menor peso estrutural possível (RAYMER, 1992).

3.9 POSICIONAMENTO DO GRUPO MOTO-PROPULSOR

Como não serão realizadas análises de desempenho para este projeto, a seleção do motor e da hélice foram feitos de forma arbitrária entre os regulamentados pela competição.

O posicionamento do grupo moto-propulsor será do tipo tractor, onde o motor é localizado na parte frontal do aeromodelo.

Figura 39: Aeromodelo com o grupo moto propulsor do tipo tractor

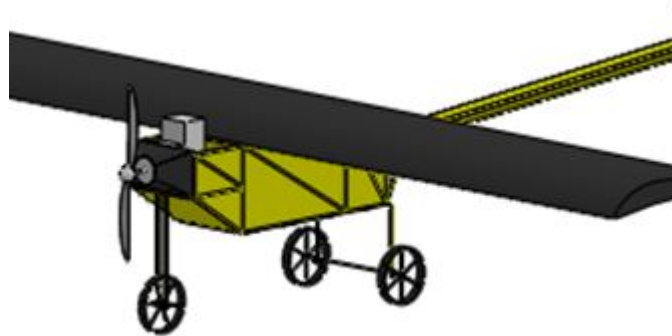


Fonte: Google Imagens H (2014).

3.10 CONFIGURAÇÃO DO TREM DE POUSO

O trem de pouso do projeto será do tipo triciclo, sendo este o mais usual, além de possuir boas propriedades direcionais.

Figura 40: Trem de pouso tipo triciclo

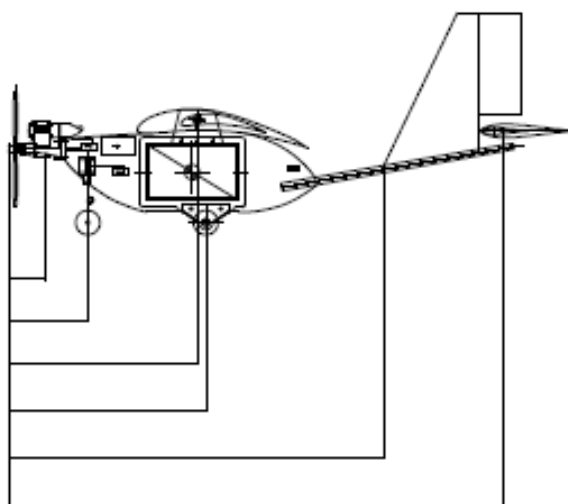


Fonte: Autoria própria.

3.11 POSIÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE

Para o cálculo da posição do CG , deve-se obter o peso, as distâncias e assim o momento gerado por cada componente da aeronave. Os componentes críticos são: motor; asa; fuselagem; trem de pouso dianteiro e traseiro; leme e profundor. O ponto de referência a ser utilizado será a ponta da hélice do aeromodelo.

Figura 41: Exemplo das distâncias adotadas para o cálculo da posição do CG

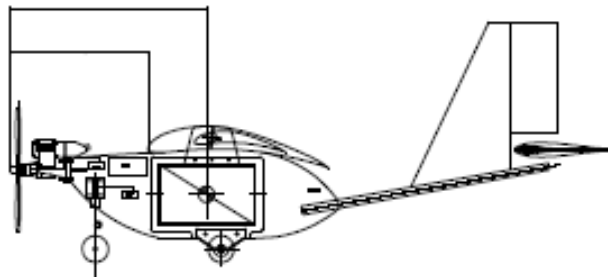


Fonte: Rodrigues (2014b).

$$x_{CG} = \frac{\sum W d}{\sum W} \quad (20)$$

Para o cálculo do CG deve se utilizar a posição do CG e a distância entre a hélice e o bordo de ataque da asa.

Figura 42: Distância adotada para o cálculo da relação entre a posição do CG na corda da asa



Fonte: Rodrigues (2014b).

$$CG\% = \frac{x_{CG} - x_w}{c} 100\% \quad (21)$$

O objetivo é manter o CG entre 25% e 35% da corda da asa, pois segundo Rodrigues (2014b). O CG localizado nesta faixa, normalmente resulta em boas qualidades de estabilidade e controle para aeronaves convencionais participantes da competição SAE AeroDesign.

4 DESENVOLVIMENTO

4.1 MATERIAIS UTILIZADOS

Visando uma otimização na relação peso/resistência da aeronave, os componentes com maior esforço mecânico (fuselagem e trem de pouso) foram projetados com a liga de alumínio 1060, enquanto os componentes de caráter aerodinâmico (asas e empenagem) foram projetados em madeira balsa.

4.2 PESO BRUTO DE DECOLAGEM

Seguindo o equacionamento descrito por Rodrigues (2013) na Equação 2 temos que o peso da tripulação pode ser eliminado. O peso da carga paga é conhecido, uma vez que este é definido antes do voo. Segundo a publicação de Barbosa (2016) dos resultados da competição do ano de 2014, a aeronave vencedora transportou uma carga paga de $10,310\text{ kg}$, enquanto a segunda colocada transportou 7 kg , com isso, para este projeto, a carga paga objetivada, W_{cp} , será de $2,5\text{ kg}$. Barbosa (2016) ainda descreve que as aeronaves em primeiro e segundo lugar tinham $1,930\text{ kg}$ e $2,260\text{ kg}$.

Frente aos expostos, o objetivo desde projeto é manter o peso da aeronave inferior a $2,5\text{ kg}$, adotando um coeficiente de segurança de 1,2, o peso máximo vazio, W_v , deve ser inferior a 3 kg . O coeficiente de segurança é adotado de forma que o peso variável do combustível (uma vez que este é variável durante o voo) possa ser desconsiderado. Com estas definições, pode-se admitir que o peso de decolagem será de $5,5\text{ kg}$.

4.3 PERFIS AERODINÂMICOS

4.3.1 PERFIL AERODINÂMICO DA ASA

Com a ajuda do *website* airfoiltools.com as tabelas abaixo foram plotadas visando analisar o comportamento dos perfis mais utilizados na competição SAE AeroDesign, em relação ao ponto onde o coeficiente de sustentação é máximo e a razão entre o coeficiente de sustentação e arrasto é máxima. Os dados e gráficos presentes nesse subcapítulo foram obtidos através do *website* airfoiltools.com.

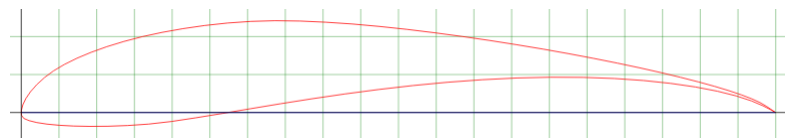
Tabela 1: Perfis Aerodinâmicos mais utilizados nas asas da SAE AeroDesign 1

Airfoil	$(C_L/C_D)_{max}$	$C_L @ (C_L/C_D)_{max}$	$C_D @ (C_L/C_D)_{max}$
Wortmann FX 74-CLS-140	118,76	2,0379	0,01716
Selig 1223	98,85	1,6794	0,01669
Selig 1210	121,45	1,6687	0,01374
Eppler 423	123,42	1,6587	0,01344

Tabela 2: Perfis Aerodinâmicos mais utilizados nas asas da SAE AeroDesign 2

Airfoil	$C_M @ (C_L/C_D)_{max}$	$(\alpha) @ (C_L/C_D)_{max}$
Wortmann FX 74-CLS-140	-0,2248	9
Selig 1223	-0,2669	4,5
Selig 1210	-0,2436	5,5
Eppler 423	-0,2279	5,5

Para este projeto, o perfil Selig 1210 foi selecionado por possuir um bom balanço entre C_L , C_D e C_M no ponto onde a relação C_L/C_D é máxima.

Figura 43: Perfil aerodinâmico Selig 1210

Fonte: Autoria própria.

4.3.2 PERFIL AERODINÂMICO DA EMPENAGEM

Como já citado, a principal função da empenagem é a de garantir a estabilidade do avião, logo o melhor perfil a ser selecionado deve ser simétrico, pois assim, o vento escoar de forma semelhante em ambas superfícies do perfil aerodinâmico. Os dados e gráficos presentes nesse subcapítulo foram obtidos através do website airfoiltools.com.

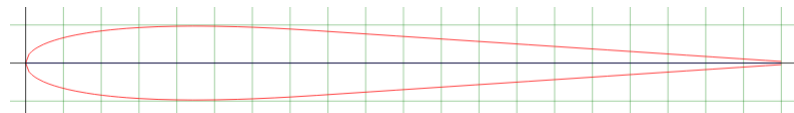
Realizando a mesma análise feita para o perfil da asa nos quatro perfis mais utilizados no SAE AeroDesign, focando apenas no ângulo de ataque, α , em C_{Lmax} tem-se:

Tabela 3: Perfis Aerodinâmicos mais utilizados nas empenagens da SAE AeroDesign

Airfoil	$(\alpha)@C_{Lmax}$
NACA 0012	15,5
NACA 0009	12,75
Eppler	14,25
Eppler	14

Logo, o perfil NACA 0012 foi selecionado para ambos estabilizadores da empenagem, por possuir o maior ângulo de estol, ou o maior ângulo de ataque no ponto onde o coeficiente de sustentação é máximo.

Figura 44: Perfil aerodinâmico NACA 0012



Fonte: Autoria própria.

4.4 PROJETO DA ASA

Uma vez definido o formato, posição em relação a fuselagem, utilizou-se o equacionamento descrito na metodologia.

Para o cálculo da área, deve-se estabelecer os parâmetros de comprimento e corda de asa, lembrando que os extremos da aeronave não devem ultrapassar o hangar utilizado para limitar o tamanho do aeromodelo. Os parâmetros adotados foram:

- envergadura da asa (b) = 1 400 mm ;
- comprimento da corda do perfil (c) = 200 mm .

Com os valores de b e c definidos, calcula-se:

- área da asa $S = 280\,000\text{ mm}^2$;
- alongamento da asa (AR) = 7 .

Para o modelamento da asa, utilizou-se o *software SolidWorks* com o auxílio do *software Microsoft Excel* para a plotagem do perfil. O *website* *airfoiltools* fornece as coordenadas necessárias para a plotagem do perfil aerodinâmico.

4.5 PROJETO DA EMPENAGEM

4.5.1 ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Para o dimensionamento do estabilizador horizontal, o método utilizado é semelhante ao da asa. O primeiro passo é definir o comprimento do profundor e da corda, logo:

- comprimento do estabilizador horizontal (b_{ht}) = 340 mm ;
- comprimento da corda do perfil (c_{ht}) = 120 mm .

Com estes valores definidos, calcula-se:

- área do estabilizador horizontal (S_{ht}) = 40 800 mm² ;
- alongamento (AR) = 2,833 .

4.5.2 ESTABILIZADOR VERTICAL

Uma vez que o leme selecionado possuirá um formato trapezoidal, o seu dimensionamento necessita do comprimento da superfície corda da raiz e da ponta da empenagem.

- comprimento do leme (b_{vt}) = 310 mm ;
- comprimento da corda da raiz (c_{rvt}) = 120 mm ;
- comprimento da corda da ponta (c_{tvrt}) = 80 mm .

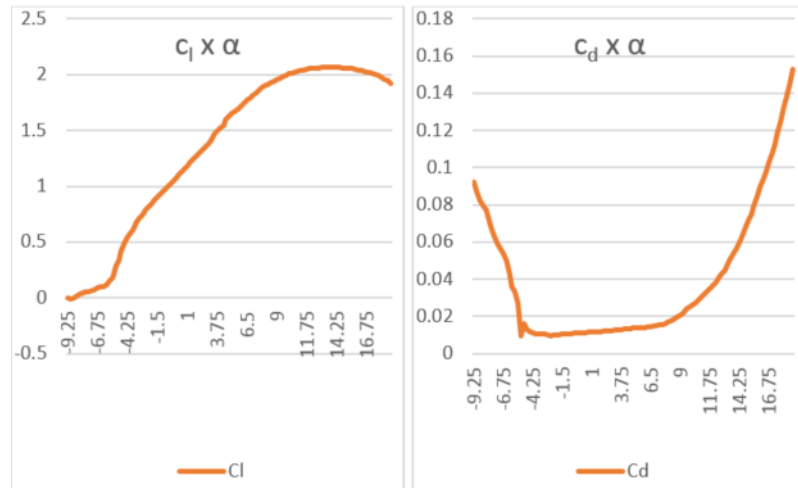
Calcula-se então:

- área do leme (S_{vt}) = 25 000 mm² ;
- alongamento (AR) = 3,84 ;
- afilamento (λ) = 0,667 ;
- corda média aerodinâmica (c_{med}) = 101,4 .

4.6 CORREÇÃO DOS COEFICIENTES DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO

Considerando um escoamento com número de Reynolds igual à 500 000 foram plotados os gráficos gerados pelos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque do perfil aerodinâmico Selig 1210.

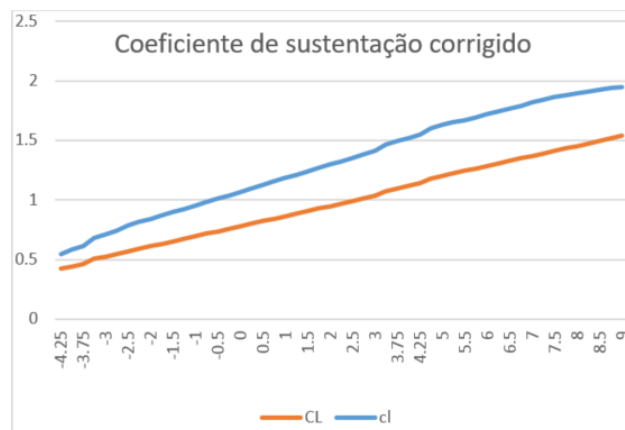
Figura 45: Gráficos do coeficiente de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque



Fonte: Autoria própria.

Porém, como já citado, os coeficientes são alterados quando considerados não só para o perfil, mas ao longo de toda a asa. Para a obtenção de valores mais aproximados do coeficiente de sustentação máximo e ângulo de estol, foi feita uma análise na porção considerada linear no gráfico $c_l \times \alpha$, compreendida entre os valores de $-4,25$ e 9 para o ângulo de ataque, resultando na Figura 46.

Figura 46: Gráfico do coeficiente de sustentação corrigido



Fonte: Autoria própria.

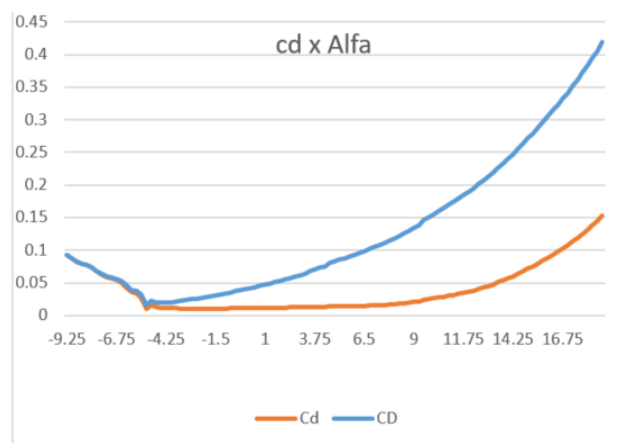
Ao final desta porção considerada linear, foi observado que o coeficiente de sustentação C_L da asa é 18% menor que o coeficiente de sustentação do perfil. A tabela empiricamente obtida, disponibilizada pelo *website* airfoiltools.com ilustra que o coeficiente máximo de sustentação do

13.25	2.0676
13.5	2.0638
13.75	2.0674
14	2.0698
14.25	2.0689
14.5	2.0662
14.75	2.0591

perfil é de 2,0698.

Admitindo que o coeficiente de sustentação máximo para a asa seja aproximadamente 18% inferior ao coeficiente de sustentação máximo do perfil, o valor resultante é de aproximadamente 1,7. O ângulo de estol é notado aos 14°. A ascensão do coeficiente de arrasto da asa finita (C_D) é notada ao realizar o método de correção do coeficiente de arrasto (c_d).

Figura 47: Gráfico do coeficiente de arrasto corrigido



Fonte: Autoria própria.

O coeficiente de arrasto no ponto de estol é de aproximadamente 0,24, visualizado na tabela a seguir.

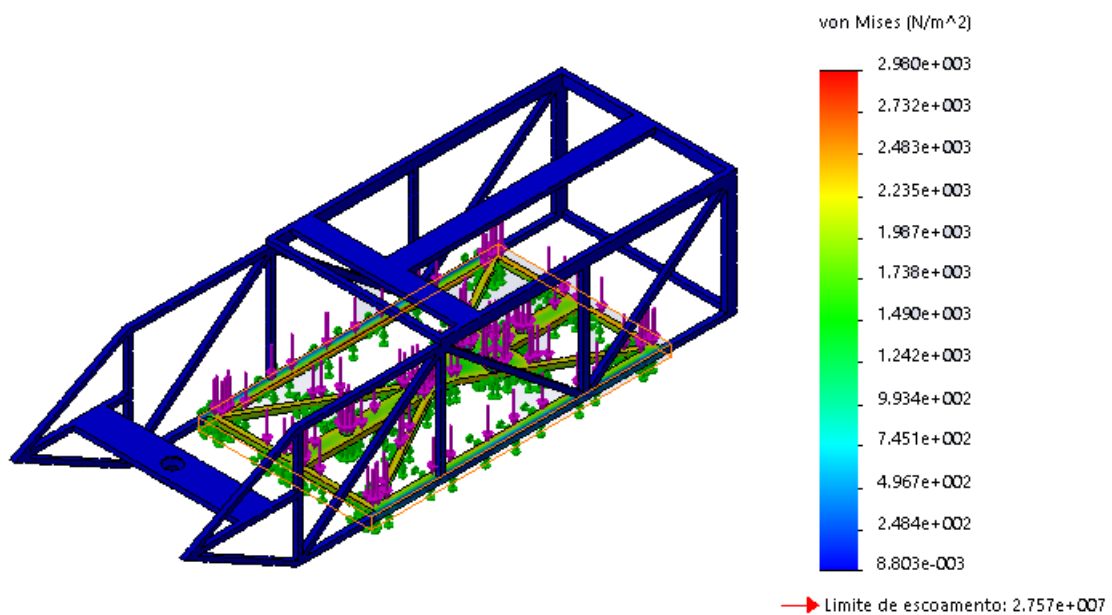
α	c_l	c_d	C_D
13.5	2.0638	0.0597	0.2268
13.75	2.0674	0.05356	0.2333
14	2.0698	0.05639	0.2400
14.25	2.0689	0.0974	0.2473
14.5	2.0662	0.06348	0.2551

4.7 FUSELAGEM

A fuselagem selecionada foi do tipo treliçada, devido ao seu baixo peso estrutural. O material empregado na fuselagem foi o alumínio 1060, uma vez que a estrutura da fuselagem é responsável por suportar a carga paga aplicada.

Com o auxílio do recurso *Simulation* do *software SolidWorks*, foi aplicada uma carga de $25,5\text{ N}$ a face inferior da fuselagem responsável por suportar o compartimento de carga e a carga paga. O valor de $25,5\text{ N}$ é resultante das massas do compartimento de carga ($105,82\text{ g}$) e carga paga ($2484,41\text{ g}$) somadas.

Figura 48: Tensão de Von Mises causada pela força aplicada



Fonte: Autoria própria.

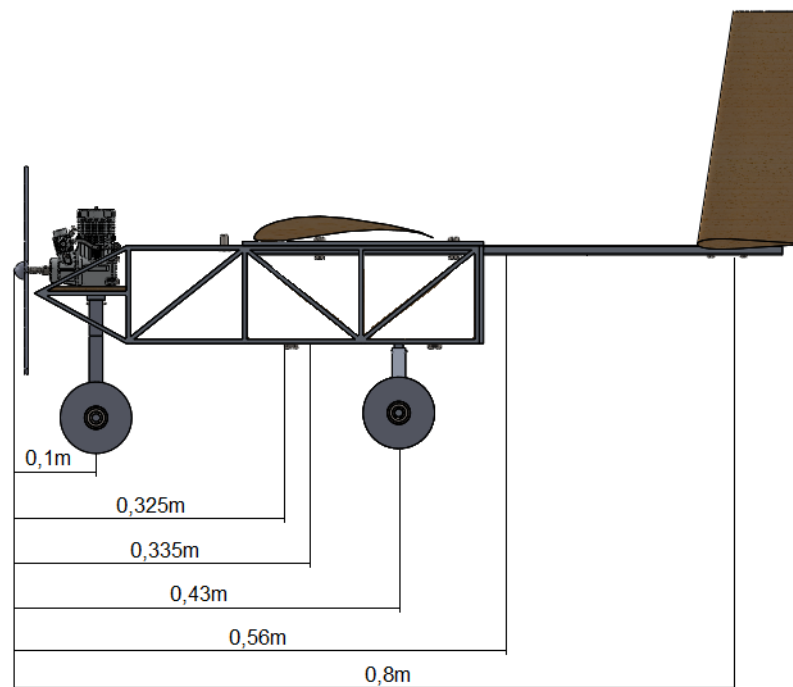
Nota-se que o limite de escoamento do alumínio 1060 não é atingido pela tensão resultante da força aplicada, logo, uma análise de desempenho se faz necessária para limitar a carga máxima a ser transportada pelo avião.

4.8 POSIÇÃO DO CENTRO DE GRAVIDADE

Para o cálculo da posição do centro de gravidade, foram considerados os seguintes locais onde as cargas são aplicadas: trem dianteiro (motor, trem de pouso dianteiro, fuselagem dianteira); asa; fuselagem; *tail boom*; trem de pouso traseiro e empenagem. Com a exceção do

motor e hélice empregados (massa definida em seus respectivos catálogos), as massas dos demais componentes foram calculadas com o auxílio do *software SolidWorks*. A aceleração da gravidade adotada foi de $9,81 \text{ m/s}^2$. As distâncias foram adotadas conforme a Figura 49.

Figura 49: Distâncias adotadas para o cálculo do centro de gravidade em relação a ponta da hélice



Fonte: Autoria própria.

Dividindo então, o somatório de momentos e o somatório de forças peso, obteve-se um X_{cg} de $0,329 \text{ m}$.

A distância adotada entre a ponta da asa (bordo de ataque) e a ponta da hélice foi de $0,269 \text{ m}$, permitindo assim o cálculo do CG em relação ao perfil da asa, resultando em $30,2\%$, estando assim, dentro do intervalo estipulado de $25\% \sim 35\%$. A variável utilizada para alcançar o valor estipulado foi o dimensionamento do *tail boom*, uma vez que este altera o momento gerado pela empenagem e por si próprio.

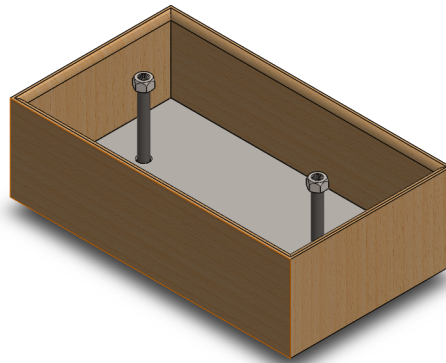
4.8.1 POSIÇÃO DO COMPARTIMENTO DE CARGA

Objetivando não alterar o centro de gravidade da aeronave ao adicionar o compartimento de carga, este será posicionado de forma que o seu centro de gravidade coincida com o centro de

Tabela 4: Pesos e distâncias de cada grupo em relação a ponta da hélice

Grupo	Força Peso (N)	Distância m	Momento ($N.m$)
Trem dianteiro	5,1	0,1	0,5
Asa	5,74	0,335	1,92
Fuselagem	5,69	0,325	1,85
Trem traseiro	0,98	0,43	0,42
Tail Boom	3,16	0,56	1,77
Empenagem	0,7	0,8	0,59
Total	21,376		7,03

gravidade da aeronave. Uma vez que o compartimento de carga e a carga paga são retangulares, seu centro de gravidade confere com o seu centro dimensional, ou seja, é localizado exatamente no meio do compartimento.

Figura 50: Compartimento de carga e carga paga

Fonte: Autoria própria.

4.8.2 ANÁLISE DAS DIMENSÕES DA EMPENAGEM EM RELAÇÃO AO CENTRO DE GRAVIDADE

Conforme já citado, os estabilizadores horizontal e vertical da empenagem devem ser dimensionados conforme seus volumes V_{ht} e V_{vt} .

Considerando a posição do centro aerodinâmico em $1/4$ do perfil, calculou-se que ambos estabilizadores foram corretamente dimensionados, estando dentro do intervalo estipulados. Os volumes dimensionados de V_{ht} e V_{vt} resultaram em $0,048 m^3$ e $0,04 m^3$, respectivamente.

5 CONCLUSÕES E RESULTADOS

Os resultados do dimensionamento da estrutura do aeromodelo destinado à competição SAE Brasil AeroDesign resultaram nas seguintes características:

- Asa: retangular, alta;
- Perfil da asa: Selig 1210;
- Fuselagem: treliçada;
- Empenagem: convencional, retangular na superfície horizontal, trapezoidal na superfície vertical;
- Perfil da empenagem: NACA 0012;
- Trem de pouso: triciclo;
- Motor: tractor O.S. 0.55 AX;
- Hélice 12 x 7.

Utilizando o *software SolidWorks*, conclui-se que o aeromodelo pode ser inserido no hangar conforme exigido pelo regulamento da competição, ilustrado na Figura 51.

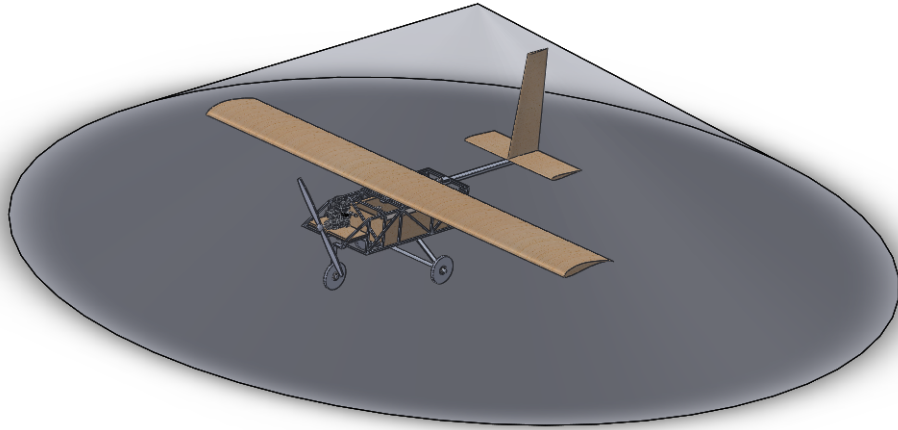
A envergadura da asa projetada também não restringe a limitação de 2 m imposta pela competição.

A massa final do aeromodelo é de 2,29 kg, inferior aos 2,5 kg previamente estipulados.

Conforme solicitado pela competição, a fuselagem deve ser emcapada, uma vez que o compartimento de carga não deve ficar exposto. O esboço do projeto do aeromodelo é mostrado na Figura 52.

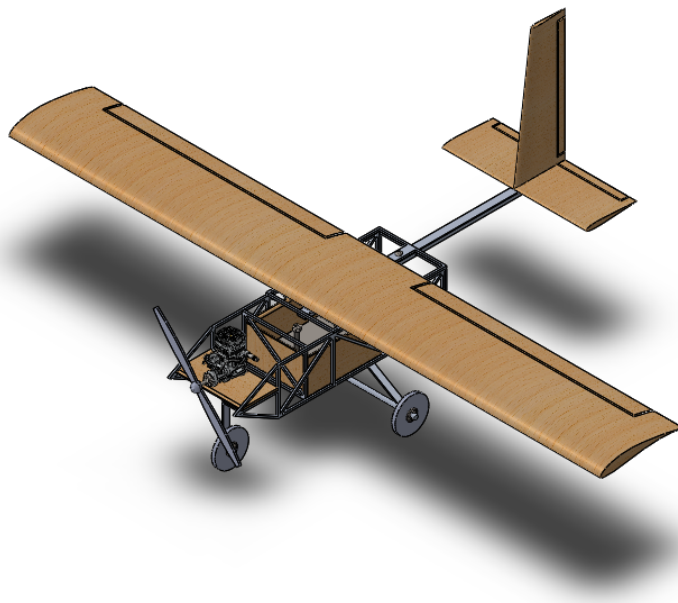
Este projeto manteve um projeto estrutural básico respeitando as limitações impostas pela competição. Para finalizar o projeto, recomenda-se uma análise de desempenho, visando o dimensionamento dos demais componentes.

Figura 51: Aeromodelo completamente inserido no hangar da competição SAE Brasil AeroDesign



Fonte: Autoria própria.

Figura 52: Vista em perfil do Aeromodelo projetado



Fonte: Autoria própria.

Para uma otimização do perfil e geometria da asa, uma boa prática é a de analisar as forças e momentos atuantes em uma asa de envergadura finita, bem como levar em consideração o centro de pressão desta.

Conforme citado no capítulo do projeto da fuselagem, para um dimensionamento mais assertivo da carga máxima à ser transportada, faz-se necessária uma análise de desempenho, uma vez que o fator limitante se relaciona com a potência gerada pelo motor utilizado e a força de sustentação gerada pela asa.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON JR., J. D. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica**. [S.l.]: AMGH Editora, 2015.
- BARBOSA, R. **16 Competição SAE Brasil AeroDesign**. [S.l.: s.n.], 2016.
- DANSIE, J. **Model aircraft design - a teaching series for secondary students**. 2016. Disponível em: <[http://www.concept2creation.com.au/xstd\[_\]](http://www.concept2creation.com.au/xstd[_])>.
- Google Imagens A. **Google Imagens**. 2016. Disponível em: <<https://personalpilotblog.files.wordpress.com/2012/03/grafico-3-folha.gif>>. Acesso em: 10 de outubro de 2016.
- Google Imagens B. **Google Imagens**. 2016. Disponível em: <<http://diariodebordohofmann.blogspot.com.-br/2012/06/estrutura-de-aeronaves.html>>. Acesso em: 10 de outubro de 2016.
- Google Imagens C. **Google Imagens**. 2016. Disponível em: <<http://diariodebordohofmann.blogspot.com.-br/2012/06/estrutura-de-aeronaves.html>>. Acesso em: 10 de outubro de 2016.
- Google Imagens D. **Google Imagens**. 2014. Disponível em: <<http://mesquita.blog.br/avioes-biplanos>>. Acesso em: 12 de novembro de 2014.
- Google Imagens E. **Google Imagens**. 2014. Disponível em: <<http://www.evooc.com/forum/viewtopic.php?t=91363>>. Acesso em: 12 de novembro de 2014.
- Google Imagens F. **Google Imagens**. 2014. Disponível em: <http://aerijui.blogspot.com.br/2007_11_01_archive.html>. Acesso em: 12 de novembro de 2014.
- Google Imagens G. **Google Imagens**. 2014. Disponível em: <<http://aeroclubedondrina.blogspot.com.-br/2009/12/aeronaves-do-aeroclube-de-londrina.html>>. Acesso em: 14 de novembro de 2014.
- Google Imagens H. **Google Imagens**. 2014. Disponível em: <http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-601262576-aeromodelo-tractor-motor-os-ultimate-75-4tempos-_JM>. Acesso em: 18 de novembro de 2014.
- OXFORD, E. D. Oxford english dictionary online. **Mount Royal College Lib., Calgary**, Oxford Univ Press, v. 14, 2004.
- RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. [S.l.]: AIAA (American Institute of Aeronautics & Ast, 1992.
- RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica: aplicações ao projeto SAE aerodesign**. [S.l.]: Notas de aulas - Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, 2010.
- RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica**. [S.l.]: Cengage learning, 2013.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica, aerodinâmica e desempenho**. [S.l.]: Salto/SP - Edição do Autor, 2014.

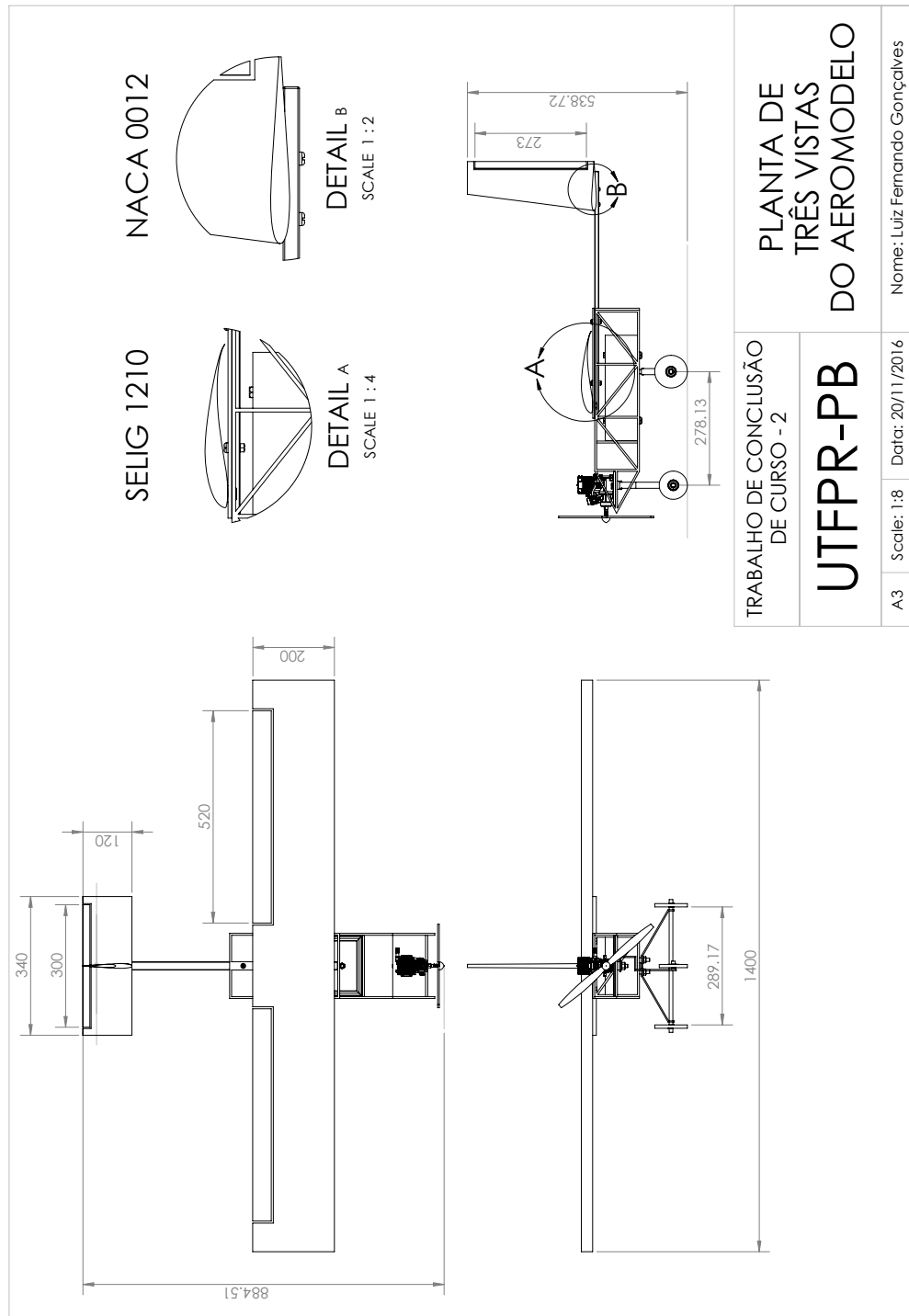
RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica, estabilidade e estruturas**. [S.l.]: Salto/SP - Edição do Autor, 2014.

SAE BRASIL. **16 Competição SAE BRASIL AeroDesign 2014**. 2014. Disponível em: <http://www.saebrasil.org.br/eventos/programas_estudantis/arquivos/Regulamento>. Acesso em: 22 de novembro de 2014.

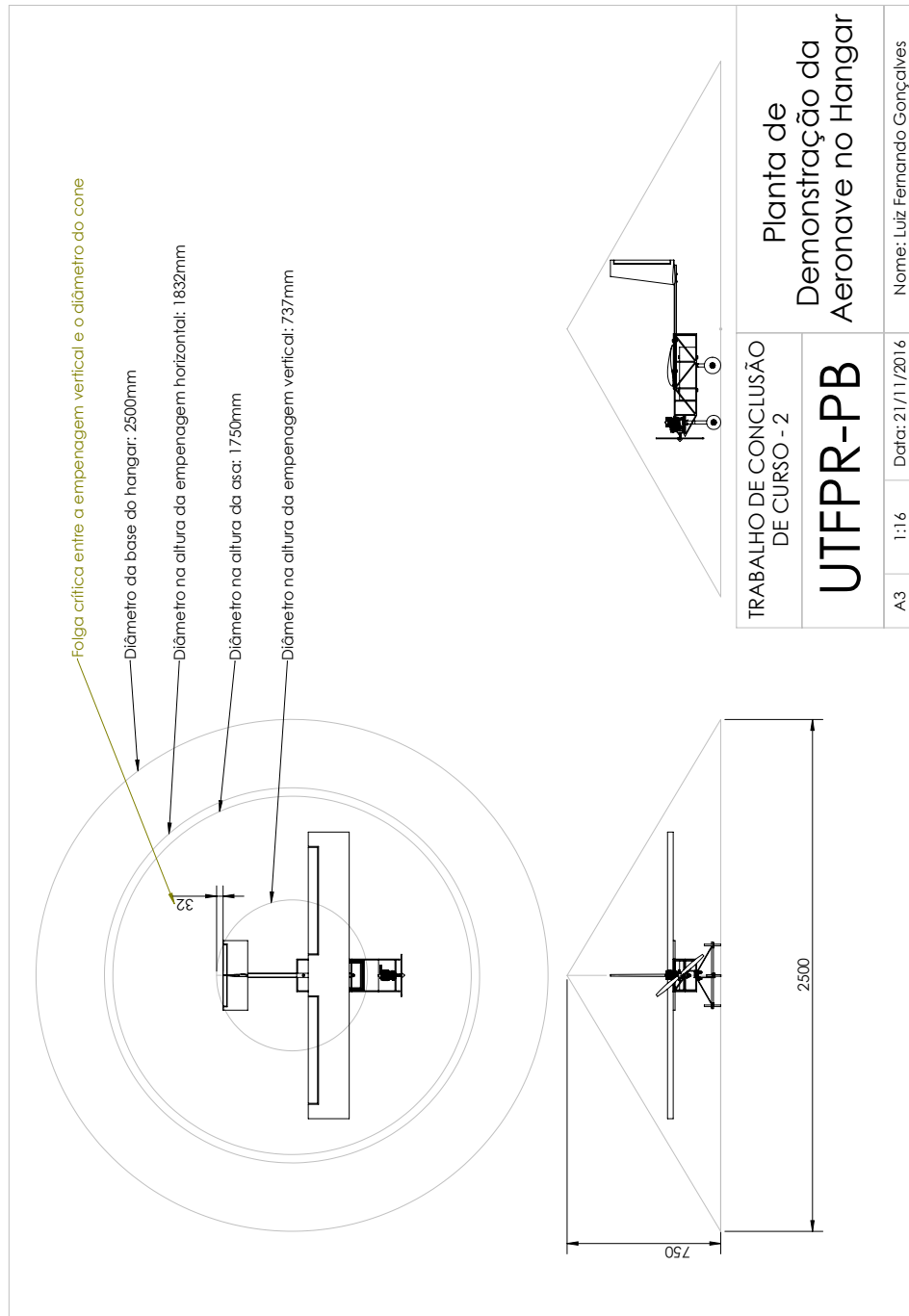
SAE BRASIL. **18 Competição SAE Brasil AeroDesign 2016**. 2016. Disponível em: <http://www.saebrasil.org.br/eventos/programas_estudantis/arquivos/Regulamento>. Acesso em: 29 de novembro de 2016.

SAE BRASIL. **Torneio de acesso à competição SAE Brasil AeroDesign**. 2016. Disponível em: <http://www.saebrasil.org.br/eventos/programas_estudantis/arquivos/Regulamento>. Acesso em: 29 de novembro de 2016.

APÊNDICE A - PLANTA DE TRÊS VISTAS



APÊNDICE B - PLANTA DE DEMONSTRAÇÃO DA AERONAVE NO HANGAR



APÊNDICE C - VISTA EXPLODIDA

