



INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DO PIAUÍ.

CAMPUS: TERESINA CENTRAL

CURSO: BACHARELADO EM ENGENHARIA MECÂNICA

PABLO HENRIQUE RIBEIRO BEZERRA

METODOLOGIA PARA DIMENSIONAMENTO DE LONGARINAS DE AERONAVE
RÁDIO CONTROLADA

TERESINA

2016

PABLO HENRIQUE RIBEIRO BEZERRA

METODOLOGIA PARA DIMENSIONAMENTO DE LONGARINAS DE AERONAVE
RÁDIO CONTROLADA

Trabalho de Conclusão de Curso
(Monografia) apresentado com exigência
parcial para obtenção do diploma do Curso
de Bacharelado em Engenharia Mecânica do
Instituto Federal de Educação, Ciência e
Tecnologia do Piauí. Campus Teresina
Central.

Orientador: Antônio Ítalo Rodrigues Pedrosa

TERESINA

2016

FICHA CATALOGRÁFICA

Sistema de Bibliotecas

Gerada automaticamente com dados fornecidos pelo(a) autor(a)

B574 Bezerra, Pablo Henrique Ribeiro
m METODOLOGIA PARA DIMENSIONAMENTO DE LONGARINAS DE AERONAVE
RÁDIO CONTROLADA / Pablo Henrique Ribeiro Bezerra - 2016.
45 f. : il. color.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação) - Instituto Federal de Educação,
Ciência e Tecnologia do Piauí, Campus Teresina Central, Bacharelado em Engenharia
Mecânica, 2016.

Orientador : Prof Me. ANTÔNIO ÍTALO RODRIGUES PEDROSA.

1. aeronáutica. 2. projetar. 3. cálculo. 4. longarina. I.Título.

CDD 620

PABLO HENRIQUE RIBEIRO BEZERRA

**METODOLOGIA PARA DIMENSIONAMENTO DE LONGARINAS DE
AERONAVE RÁDIO CONTROLADA**

Trabalho de Conclusão de Curso (TCC)
apresentado ao IFPI, como requisito
parcial para a obtenção de grau de
Engenheiro Mecânico

DATA DE APROVAÇÃO 27/10/16

BANCA EXAMINADORA

Assinado no original

Prof. Antônio Ítalo Rodrigues Pedrosa
Orientador

Assinado no original

Prof. Ana Cláudia Galvão Xavier
1º Examinador

Assinado no original

Prof. Francisco Rafael Pereira da Costa
2º Examinador

TERESINA
2015

RESUMO

Nas últimas décadas são notáveis os investimentos aplicados ao desenvolvimento de projetos de produtos acabados de maior confiabilidade e qualidade. A indústria aeronáutica é um dos seguimentos que buscou superar todos os desafios encontrados dentro da concepção de um projeto aeronáutico, focando seus investimentos tanto no melhoramento de processos e propriedades de materiais como em qualificação profissional. Uma atitude estratégica e necessária para que as empresas não ficassem para trás diante dos concorrentes. Mesmo assim, a vivência com assuntos referente à Engenharia Aeronáutica, antes mesmo da inserção do profissional no mercado de trabalho, é uma questão que deve ser levada em consideração quando se analisa a formação acadêmica dos engenheiros. Pensando nisso, várias instituições sem fins lucrativos como a SAE BRASIL promovem programas estudantis para estimular o desenvolvimento profissional dos estudantes dentro das universidades. Um desses programas estudantis é a SAE BRASIL Aerodesign, onde estudantes têm que projetar uma aeronave rádio controlada que atenda os requisitos impostos pelo regulamento da competição. Durante o desenvolvimento dessas aeronaves os estudantes utilizam diversas metodologias aplicadas aos vários setores, como Aerodinâmica e Estruturas a fim de se obter a maior eficiência possível. Com o intuito de orientar e estimular as pesquisas no seguimento aeronáutico, o presente trabalho busca propor uma metodologia para o cálculo de uma das estruturas importantes localizada na asa da aeronave, denominado de longarina.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 -	Distribuição de pressão ao longo do perfil aerodinâmico com diferentes ângulos de ataque, 0°, 6° e 15°, entre a superfície superior (extradorso) e inferior (intradorso).....	8
Figura 2 -	Escoamento sobre um perfil aerodinâmico, mostrando o descolamento da camada limite e consequentemente o aumento do arrasto na superfície superior do perfil aerodinâmico (extradorso).....	10
Figura 3 -	Diagrama v-n, ou v-g, de manobra.....	12
Figura 4 -	Diagrama v-n genérico mostrando a relação das velocidades e fatores de cargas com o ângulo de ataque da aeronave.....	15
Figura 5 -	Comparação entre os materiais aplicados na Engenharia Aeronáutica ao longo dos anos, bem como a constância na aplicação do alumínio.....	21
Figura 6 -	Relação entre setores de uma empresa aeronáutica durante a etapa de projeto.....	23
Figura 7 -	Avião rádio controlado projetado pelos alunos de Engenharia Mecânica do IFPI.....	25
Figura 8 -	Determinação do fator de arrasto induzido.....	27
Figura 9 -	Gráfico do coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque tanto para o perfil aerodinâmico quanto para asa.....	28
Figura 10 -	Fluxograma de dimensionamento da longarina da asa.....	29
Figura 11 -	Principais perfis utilizados na longarina de aeronave destinados a participar competição de Aerodesign. O perfil da esquerda é denominado é em forma de caixa, o perfil do meio é do tipo “T” e o da direita é tubular.....	31
Figura 12 -	Resultado da distribuição de sustentação ao longo da envergadura as asa.	33
Figura 13 -	Função da distribuição de sustentação para uma semi asa.....	33
Figura 14 -	Esforço cortante atuando na longarina.....	34
Figura 15 -	Gráfico do momento fletor da longarina da asa.....	35
Figura 16 -	Gráfico da inclinação da longarina.....	35
Figura 17 -	Linha elástica da longarina da asa.....	36

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 -	Fatores de carga máximo e mínimo.....	14
Tabela 2 -	Comparação reativa dos grupos de materiais. Onde PMC (Compósito de matriz polimérica), MMC (Compósito de matriz metálica) e CMC (Compósito de matriz cerâmica).....	22
Tabela 3 -	Principais características técnicas da aeronave 2015 projetada para competição de Aerodesign.....	26

SUMÁRIO

1 -	INTRODUÇÃO.....	5
2 -	OBJETIVOS.....	7
2.1 -	Objetivo geral.....	7
2.2 -	Objetivos específicos.....	7
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	8
3.1 -	Conceitos de aerodinâmica.....	8
3.2 -	Diagrama v-n.....	12
3.3 -	Distribuição de sustentação.....	17
3.4 -	Alguns materiais utilizados na Engenharia Aeronáutica.....	20
3.5 -	Conceitos de resistência dos materiais.....	23
4	METODOLOGIA.....	25
5	RESULTADOS E DISCUSSÃO.....	35
6	CONCLUSÃO.....	37
	REFERÊNCIA.....	38
	APÊNDICE A.....	40
	APÊNDICE B.....	41
	APÊNDICE C.....	42

1 INTRODUÇÃO

O crescimento tecnológico alavancado pelas inovações e descobertas de novos métodos de produção, materiais, além do desenvolvimento de softwares e hardwares mais potentes vem aumentando constantemente e seus resultados estão cada vez mais presentes no cotidiano das pessoas. Nas últimas décadas, são notáveis os investimentos aplicados no desenvolvimento de projetos de produtos acabados de maior confiabilidade e qualidade.

A indústria aeronáutica é um dos seguimentos que buscou superar todos os desafios encontrados dentro da concepção de um projeto aeronáutico, investindo em processos de fabricação mais eficientes, busca por materiais que oferecessem melhores propriedades mecânicas e investimento integral em qualificação profissional.

O aumento da concorrência dentro do seguimento aeronáutico, bem como o aumento das exigências imposta pelas normas de aviação que concerne principalmente à qualidade e segurança na elaboração de projetos, fez com que a indústria aeronáutica investisse cada vez mais também em qualificação profissional. Uma atitude estratégica e necessária para que as empresas não ficassem para trás diante dos concorrentes. Mesmo assim, a vivência com assuntos referente à Engenharia Aeronáutica antes mesmo da inserção do profissional no mercado de trabalho é uma questão que deve ser levado em consideração quando se analisa a formação acadêmica dos engenheiros. Pensando nisso, várias instituições sem fins lucrativos e empresas privadas, desenvolvem programas estudantis com o intuito de não somente desafiar os estudantes de graduação, mas também de oportunizar a experiência com problemas práticos de engenharia.

A SAE BRASIL (*Society of Automotive Engineers*), sendo uma dessas instituições, promove anualmente eventos estudantis associados ao tema da mobilidade. Tendo como objetivo geral o incentivo ao desenvolvimento técnico-científico dos estudantes, bem como ser uma via de inserção dentro do mercado de trabalho da Engenharia da Mobilidade. Um desses programas é voltado para a área da Engenharia Aeronáutica, chamado de SAE BRASIL Aerodesign, onde os estudantes devem conceber um projeto de uma aeronave rádio controlada em pequena escala capaz de atender os requisitos estabelecidos pelo regulamento da competição. Nesse regulamento são propostos problemas que muitas vezes possuem relação direta com situações do cotidiano da indústria aeronáutica, afim de não somente desafiar os alunos, mas também promover o convívio deles com problemas rotineiros do mercado de trabalho.

O projeto aeronáutico destinado à competição Aerodesign é semelhante a um projeto de uma aeronave comercial. Da mesma maneira que indústrias produtoras de aviões comerciais dividem-se em setores de produção e administrativos o mesmo acontece com as equipes que participam da competição. Onde elas devem planejar, elaborar e executar atividades que vão deste marketing até o desenho técnico da aeronave.

Dentre os setores de produção, destacam-se a Aerodinâmica, Cargas e Estruturas, Estabilidade e Controle, Desempenho e Aviônica. Todos esses setores trabalham em sintonia na elaboração do projeto aeronáutico a fim de ser obter a maior eficiência na determinação e análises de seus parâmetros de projeto.

Dentre esses setores, destaca-se o de Estruturas, onde suas responsabilidades se direcionam ao desenvolvimento do projeto estrutural da aeronave efetuando cálculos, simulações computacionais e ensaios estáticos e dinâmicos, quando viável. Assim como os outros setores, o de Estruturas utiliza métodos e formulários de cálculos para o dimensionamento dos componentes estruturais, como a longarina.

A longarina é considerada um dos componentes estruturais mais importantes e localizado na asa da aeronave. Sua função é resistir aos esforços durante voo provenientes do escoamento na superfície da asa, e o seu dimensionamento é provido de métodos que buscam determinar a melhor configuração possível devido o seu grau de importância em termos estruturais. Ademais, assim como em um projeto aeronáutico comercial toma-se precauções no dimensionamento estrutural desse componente, para o projeto de uma aeronave destinada à participação do Aerodesign não é diferente.

Existem diversos métodos para o dimensionamento da longarina de uma asa. Haja vista, ela é comumente considerada uma viga com apoio do tipo engastada, desta maneira facilitando a aplicação dos conceitos de Resistência dos Materiais. Mesmo assim, não seria possível o dimensionamento desse componente sem os dados dos outros setores do projeto aeronáuticos. Entre eles estão a Aerodinâmica e Desempenho, onde muitos de seus parâmetros afetam diretamente na concepção do projeto estrutural, sendo necessário que haja uma sintonia entres esses setores. Portanto, dimensionar a longarina de uma asa requer que o estudante ou profissional tenha além dos conhecimentos de resistência dos materiais, pelo menos conhecimentos básicos das outras áreas que influencia no projeto estrutural de uma aeronave, seja ela destinada para fins comerciais ou para competição de Aerodesign.

2 OBJETIVOS

2.1 Objetivo geral

Propor uma metodologia para o cálculo estrutural de longarinas de aeronave rádio controlada

2.2 Os objetivos específicos do trabalho são:

Contribuir para o desenvolvimento técnico-científico dos estudantes de engenharia mecânica que participam da competição SAE BRASIL Aerodesign. Orientando na elaboração de projetos estruturais de um dos componentes estruturais mais importante da asa da aeronave e, incentivar a pesquisa sobre temas referente a Engenharia Aeronáutica.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

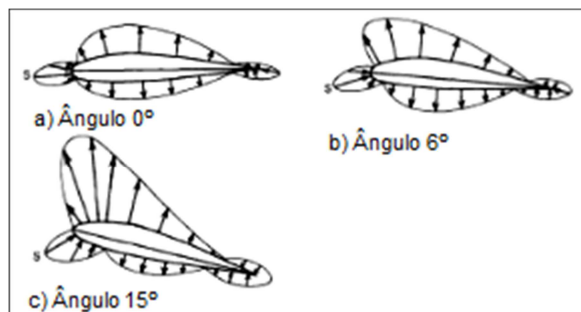
As informações necessárias para a elaboração de um dimensionamento estrutural eficiente são adquiridas também de setores da engenharia aeronáutica, como a Aerodinâmica e Desempenho da aeronave. São informações relevantes para que se faça uma boa análise preliminar do dimensionamento estrutural dos componentes da aeronave. Para tanto, é interessante que se faça uma introdução dos conceitos mínimos que influenciam no dimensionamento desses componentes em destaque ao dimensionamento estrutural da longarina da asa. Entender a influência de áreas como Aerodinâmica, Desempenho e a Engenharia de Materiais são fatores importantes para o sucesso de um projeto aeronáutico provido de uma análise estrutural eficiente, segura e de qualidade.

2.1 Conceitos de aerodinâmica

As forças aerodinâmicas estão presentes no cotidiano das pessoas. Basta observar o efeito causado por uma mão do lado de fora de uma janela de um veículo em movimento, ao se variar o ângulo da mão em relação ao sentido do fluxo de ar, percebe-se uma crescente força de resistência. Segundo Patel *et al* (2014), essas forças podem ser chamadas de força de sustentação que se caracteriza por ser normal ao vento relativo, e força de arrasto que é paralela ao vento relativo.

A força de sustentação e arrasto são vetores decompostos da resultante da força aerodinâmica. Uma das explicações físicas da existência da resultante ou força aerodinâmica pode ser explicada pela diferença de pressão entre um intradorso (superfície inferior do aerofólio) e o extradorso (superfície superior do aerofólio) do aerofólio, conforme Figura 1, que tende impulsionar o aerofólio para cima.

Figura 1. Distribuição de pressão ao longo do perfil aerodinâmico com diferentes ângulos de ataque, 0°, 6° e 15°, entre a superfície superior (extradorso) e inferior (intradorso)



Fonte: HOUGHTON; CARPENTER, 2013.

Ainda de acordo com a Figura 1, pode-se observar que o ar ao entrar em contato com a superfície do bordo de ataque separa-se criando uma zona de estagnação, ou seja, uma zona onde a velocidade é nula (CENGEL, 2000). A superfície superior, denominada de extradorso, possui uma pressão dinâmica maior, diferente da superfície inferior, o intradorso, onde a pressão dinâmica é menor. A resultante dessa diferença de pressão é força de sustentação. Essa explicação é baseada no princípio de Bernoulli, onde a relação da pressão estática e pressão dinâmica é uma constante (RODRIGUES, 2013).

Outra forma de se explicar o surgimento da força de sustentação é dada por Anderson Jr (2015), explanando que o vento ao ser defletido por um aerofólio, altera o momento linear da aeronave e para manter a relação $F = \delta V / \delta t$, sendo responsável por manter a trajetória do ar, quando a asa altera a sua direção, surge uma força contrária ao movimento da asa que tende a impulsioná-la para cima, resultando na sustentação. Assim, para Nussenzveig (2013), a 3ª Lei de Newton diz que, “A toda ação corresponde uma reação igual, e contrária, ou seja, as ações mútuas de dois corpos um sobre o outro são sempre iguais e dirigidas em sentido opostos”.

Entender o surgimento da força aerodinâmica e as contribuições, positivas e negativas, durante o voo é uma necessidade de todo projeto aeronáutico, pois uma boa concepção aerodinâmica afeta diretamente de todas as áreas envolvidas com o projeto, como desempenho, estabilidade, controle, aviônica e estruturas. As consequências de um projeto aeronáutico bem elaborado são refletidas em qualidade, segurança e custo aplicado com mais eficiência.

A determinação da força aerodinâmica é dada por Rodrigues (2013), conforme pode a Equação 1, que leva em consideração a relação da pressão dinâmica

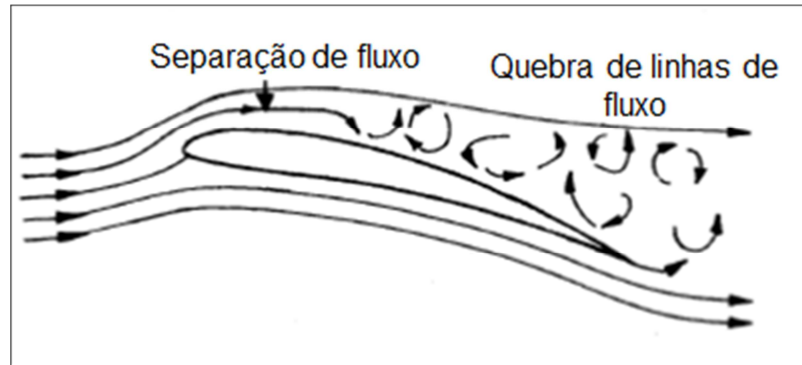
$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (1)$$

Onde, L é à força de sustentação, ρ é a densidade do ar, v é a velocidade do escoamento, S é a área da asa e C_L é o coeficiente aerodinâmico para uma asa de dimensões finitas. Como pode ser observada, a força de sustentação cresce conforme o quadrado da velocidade, levando ao pensamento que quanto maior a velocidade da aeronave, maior será a força de sustentação, porém, analisar somente por esse caminho levaria aos projetistas a cometerem equívocos, pois da mesma forma que a força de sustentação cresce, a força de arrasto também segue a mesma proporção. Onde a força de arrasto pode ser calculada conforme a Equação 2.

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

Onde, C_D é coeficiente de arrasto para uma asa finita. Como pode ser observado na Equação 2, a proporção pelo qual a força de sustentação cresce é a mesma que a força de arrasto, porém existe uma certa diferença em termos quantitativos devido a existência de diversos fenômenos que surgem durante o voo. Por exemplo, o descolamento da camada limite, definida por Cengel (2000) como um escoamento de padrão complexo representado pela diminuição da pressão em contrapartida o aumento da velocidade gerando inicialmente no bordo de fuga do aerofólio regiões de vórtices. Essa separação pode ser observada na Figura 2. Ela influencia bastante a eficiência pelo qual o perfil aerodinâmico tem de gerar sustentação fazendo com que a capacidade máxima, para parâmetros de voo bem definidos, não seja atingida.

Figura 2. Escoamento sobre um perfil aerodinâmico, mostrando o descolamento da camada limite e consequentemente o aumento do arrasto na superfície superior do perfil aerodinâmico (extradorso)



Fonte: SIMONS, 1994.

A força de arrasto é definida por Houghton e Carpenter (2003) como uma força que possui sentido oposto a linha de voo e atua resistindo ao movimento da aeronave. Em outras palavras, seu conceito é similar ao da força de arrasto calculado pela 3ª Lei de Newton, onde é uma força que possui direção e sentido bem definido e contrário a movimento do corpo.

Do ponto de vista de cálculo estrutural em aeronaves, a força que possui maior contribuição no cálculo de estruturas é à força de sustentação. Segundo Patel *et al* (2014), a magnitude com que a força de sustentação cresce, quando se varia o ângulo de ataque, é muito maior que a força de arrasto, ou seja, os efeitos provocados pela atuação das cargas aerodinâmicas são muito mais relevantes no sentido oposto ao peso, perpendicular ao movimento, do que no sentido do vento relativo.

Conforme a explicação dada anteriormente sobre as forças existentes em um perfil aerodinâmico, devido a diferença de pressão existente entre o extradorso e intradorso, e também a atuação das forças de cisalhamento, é gerado um momento que tende a rotacionar o perfil aerodinâmico (RODRIGUES, 2013). Ele ainda completa dizendo que o ponto pelo qual esse momento gira é denominado de centro de pressão aerodinâmico do perfil e, segundo Tolay (1975), esse ponto localiza-se a um quarto do bordo de ataque do perfil aerodinâmico sobre a corda média aerodinâmica.

Conhecer a localização desse momento e a sua magnitude é essencial para a realização não somente dos cálculos de aerodinâmica, estabilidade e controle, mas também de dimensionamento estrutural. A rotação no perfil e, consequentemente na asa, gera uma reação que tende a torcê-la, o que pode acarretar um problema para a estrutura caso ela seja desconsiderada. Assim, a Equação 3, mostra como o momento é calculado.

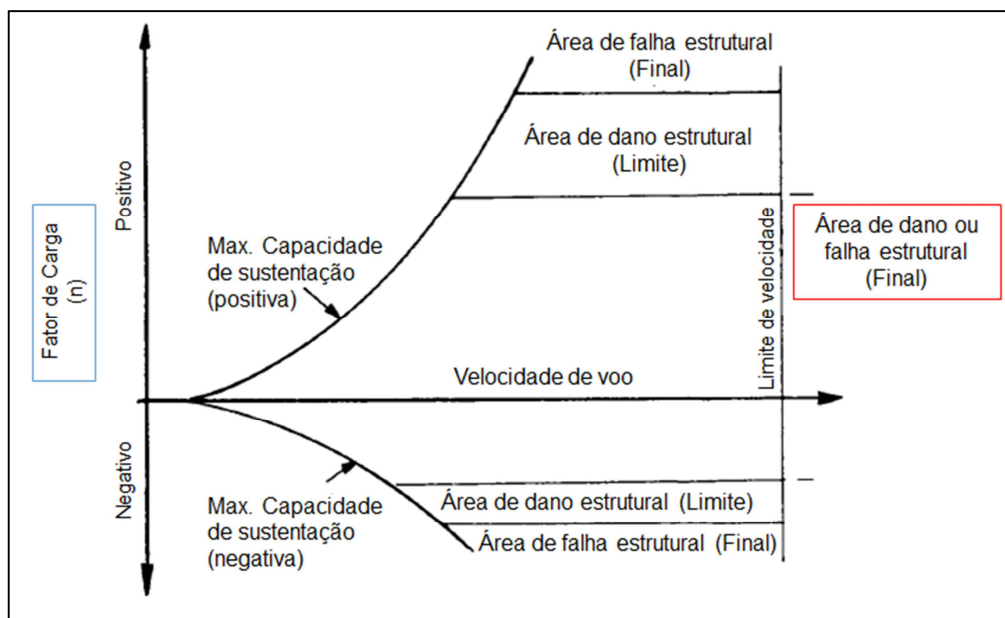
$$M = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_M \quad (3)$$

Onde C_M é o coeficiente do momento ao redor do centro aerodinâmico e $\bar{c}$ é a corda média aerodinâmica. É fácil observar a relação direta do momento com o valor da corda média aerodinâmica e a necessidade de se observar também o seu tamanho, pois o acréscimo da dimensão do perfil tende a aumentar o valor do momento e, a sua quantidade física afeta diretamente nos cálculos de estabilidade, controle e estruturas.

2.2 Diagrama do fator de carga em função das velocidades de voo

O diagrama v-n de manobra, ou diagrama v-g, é definido por Rodrigues (2013), como forma gráfica de mostrar quais as variações e limitações estruturais em que a aeronave está sujeita durante o voo. O diagrama pode ser visualizado na Figura 3 e, é uma função do fator de carga n em função das velocidades de voo.

Figura 3. Diagrama v-n, ou v-g, de manobra



Fonte: NIU, 1995.

O fator de carga n é uma variável que possui relação com a aceleração da gravidade. Ele caracteriza o quanto a aceleração da gravidade está atuando na aeronave durante o voo. Se o valor de n for igual a 3, por exemplo, quer dizer que os componentes estruturais da aeronave

estão submetido a uma força de sustentação três vezes maior que o peso da aeronave. Para análise dos fatores de carga, existem dois pontos em que se deve direcionar uma atenção mais rigorosa durante a execução de cálculos estruturais: o fator de carga limite e o fator de carga último.

A Figura 3 mostra claramente as limitações estruturais em que a aeronave encontra-se durante o voo indicando as regiões de possíveis falhas estruturais. Ademais, a definição para o fator de carga limite é dada por Rodrigues (2013) como o limite pelo qual a aeronave, ao passar dele, sofre deformações permanentes, ou seja, é quando a aeronave sofre esforços ao ponto de provocar a entrada do material no regime de deformação permanente, também denominada de zona plástica de deformação. Contudo, se o valor do fator de carga atuante na aeronave durante o voo ultrapassar o valor da carga limite não necessariamente quer dizer que haverá ruptura no componente da aeronave solicitado, mas sim danos a estruturas (NIU, 1995).

Para o caso do fator de carga último a situação já se torna preocupante quando a aeronave, em pleno voo, ultrapassa o seu valor calculado. Esse fator de carga representa o momento em que pode ocasionar ruptura da aeronave, ou seja, uma falha na integridade estrutural. Segundo Rodrigues (2013), a probabilidade de que ocorra ruptura nos componentes é bastante alta e pelo menos um componente estrutural irá entrar em falha permanente.

Outra consideração a ser feita é que o diagrama v-n é específico para cada tipo de aeronave, onde as suas velocidades (eixo das abscissas, Figura 3) e seus fatores de carga (eixo da ordenada, Figura 3) variam para cada projeto aeronáutico. Segundo Niu (1995), as forças presentes na aeronave durante o voo dependem basicamente de quatro fatores, a configuração da aeronave, o seu peso bruto, as cargas simétricas e a variação da altitude, haja vista que esses fatores estão diretamente ligados ao diagrama v-n. Além disso, a variação demasiada de qualquer um desses valores. Se não forem previstos em cálculos durante a concepção do projeto aeronáutico, pode acarretar diversas consequências indesejáveis, tais como o surgimento de excitações destrutivas, rajadas de vento críticas, efeito de compressibilidade crítica que afeta principalmente a geração de sustentação bem como a estabilidade e controle da aeronave, etc.

A determinação do diagrama v-n é feita através de cálculos sugeridos pela norma FAR Part 23, onde a Tabela 1 mostra os valores de fatores de carga máximos e mínimos para uma categoria de aeronaves leves em regime subsônico. Além disso, o fator de carga limite tem sua dependência relacionada ao tipo de função pela qual a aeronave foi designada e do seu

modelo (configuração). Mesmo assim, a Tabela 1 relaciona a aplicação da aeronave bem como os fatores de carga máximo e mínimo.

Tabela 1. Fatores de carga máximo e mínimo

Modelo e aplicação	n_{pos}	n_{neg}
Pequeno porte	$2,5 \leq n \leq 3,8$	$-1 \leq n \leq -1,5$
Acrobático	6	-3
Transporte civil	$3 \leq n \leq 4$	$-1 \leq n \leq -2$
Cargas militares	$6,5 \leq n \leq 9$	$-3 \leq n \leq -6$

Fonte: RODRIGUES, 2013.

Observando os valores dos fatores de carga apresentado na Tabela 1 juntamente com o diagrama v-n mostrado na Figura 3, alguns questionamentos podem surgir, como “o que caracteriza um fator de carga negativo e em que condições a aeronave se encontra para que ocorra essa situação?” “Qual a necessidade, bem como a sua importância, de se manter esses intervalos de fatores demonstrados na Tabela 1?” A resposta para a primeira pergunta é dada por Rodrigues (2013) seguindo o raciocínio de que são raras as condições em que uma aeronave encontra-se com sustentação negativa. Mesmo assim, a norma FAR Part-23, recomenda que o valor do fator de carga negativo seja 40% do fator de carga positivo. A resposta para o segundo questionamento leva em consideração a relação à eficiência estrutural, ou seja, quanto mais leve for à aeronave e maior for à carga máxima que ela pode levar maior será a sua eficiência estrutural.

A eficiência estrutural é um parâmetro que carrega muita responsabilidade e a determinação do fator de carga deve ser criterioso, pois ao se escolher fatores de carga baixo ou próximo ao limite inferior dos intervalos, devem-se tomar alguns cuidados na realização dos cálculos estruturais para que a aeronave durante o voo suporte as cargas atuantes sobre seus componentes estruturais. A Equação 4 mostra a relação do peso da sustentação.

$$n = \frac{L}{W} \quad (4)$$

Onde L representa força de sustentação e W o peso total da aeronave. Observando a equação, projetar uma aeronave leve e que suporte as cargas de voo é de certa forma um desafio para os projetistas. Por exemplo, ao se buscar diminuir a massa da fuselagem, alguns

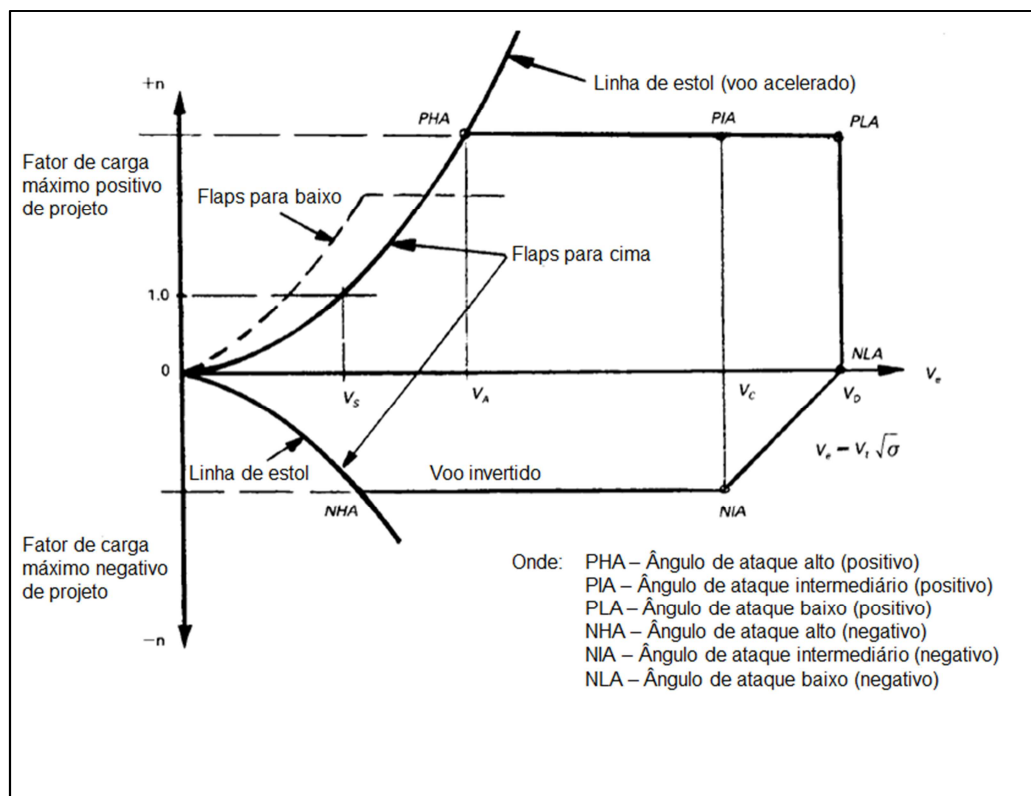
cuidados devem ser observados como as propriedades mecânicas dos materiais aeronáuticos, as limitações geométricas dos componentes, os custos do material e de fabricação. Mesmo com todos esses desafios, é pertinente que se busque desenvolver um projeto aeronáutico com a maior eficiência estrutural possível (RODRIGUES, 2013).

A formalização do diagrama v-n, proposta por Rodrigues (2013), sugere que sejam realizados alguns passos antes de se obter o diagrama v-n definitivo. Ademais, conforme a FAR Part – 23 é interessante que o fator de carga última seja maior que 50% do fator de carga limite. Logo, essa assertiva pode ser formulada da seguinte maneira:

$$n_{ult} = 1,5 \cdot n_{lim} \quad (5)$$

Para que se possa entender melhor quais velocidades devem ser calculadas e como elas se relacionam com os fatores de cargas. A Figura 4 representa um típico diagrama v-n, onde contém os principais pontos a serem determinados e mostra claramente a relação desses pontos com ângulo de ataque da aeronave.

Figura 4. Diagrama v-n genérico mostrando a relação das velocidades e fatores de cargas com o ângulo de ataque da aeronave



Fonte: NIU, 1995.

Observando a Figura 4, a linha que vai do ponto 0 até o ponto PHA, é uma função do 2º grau, onde é determinado por Rodrigues (2013) como:

$$n_{m\acute{a}x} = \frac{L}{W} = \frac{1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x}}{W} \quad (6)$$

Essa equação determina o limite aerodinâmico pela qual o $C_{Lm\acute{a}x}$ é gerado durante o voo, isto é, se o fator de carga estiver acima desta curva durante o voo, a aeronave entraria em uma região de estol, que é descrito por Anderson, Jr (2015), como a região onde o perfil aerodinâmico perde a capacidade de gerar sustentação. Conhecer a velocidade de estol e inseri-la no diagrama v-n é outro fator importante para análise aerodinâmica e de desempenho da aeronave. Portanto, a velocidade de estol é calculada da seguinte maneira:

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x}}} \quad (7)$$

É importante observar na Equação 7, a importância de se conhecer o $C_{Lm\acute{a}x}$, devido mais um vez, a sua influência direta no cálculo da velocidade de estol. Outro detalhe no que diz respeito à relação velocidade de estol é que devido ela representar a mínima velocidade em que a aeronave consegue se manter em um voo reto e nivelado. O valor do fator de carga relacionado com esse parâmetro é igual a 1, pois parte-se da ideia de que a força de sustentação seja igual ao peso total da aeronave.

Outro parâmetro que deve ser determinado para que seja possível esboçar o diagrama v-n da aeronave, é o cálculo da velocidade de manobra (v_A). Um voo realizado com essa velocidade, segundo Rodrigues (2013) representa uma situação em que a aeronave se encontra no limite de um voo reto e nivelado e a região de estol da aeronave. É importante observar na Figura 4 que se a aeronave ultrapassar a velocidade de manobra não quer dizer que a aeronave não consiga voar, porém a capacidade de gerar sustentação fica comprometida e para compensar é necessário que o voo seja feito com baixos ângulos de ataque, pois caso isso não aconteça é possível que a aeronave atinja o fator de carga último.

A velocidade de mergulho (v_D), definida por Rodrigues (2013), como a velocidade mais crítica para aeronave em termos estruturais, é determinada seguindo as recomendações

da FAR Parte – 23. Ela diz que a velocidade de mergulho é em torno de 25% da velocidade de máxima, conforme a Equação 8.

$$v_d = 1,25. v_{m\acute{a}x} \quad (8)$$

Essa velocidade pode ser observada na Figura 4 e representa uma situação crítica para aeronave, em outras palavras, é uma situação de voo que deve ser evitada e em hipótese alguma deve ser excedida (RODRIGUES, 2013), pois, conforme pode ser visualizado na Figura 3, exceder esse ponto significa entrar em uma zona de falhas estruturais.

O esboço do diagrama v-n encerra-se com a determinação do fator de carga máximo negativo, onde sua determinação é dada pela FAR Parte – 23, conforme a Equação 9, ou pode seguir o mesmo principio da Equação 6. O fator de carga máximo negativo é visualizado em condições de voo de baixos e intermediários para valores de ângulos de ataque negativo.

$$n_{lim\ neg} \geq 0,4. n_{lim\ pos} \quad (9)$$

2.3 Distribuição de sustentação

A distribuição de sustentação é um parâmetro de grande valia para conceber os cálculos relativos ao dimensionamento estrutural dos componentes principais e secundários da asa. Segundo Rodrigues (2013), determinar a distribuição de sustentação é uma das etapas da concepção de um projeto aeronáutico, levando em conta fatores estruturais, mas possui ligação direta com conceitos de aerodinâmica. Além disso, não são considerados somente conceitos de aerodinâmicos, mas também de desempenho de aeronaves, como comentado anteriormente.

Existem mais de um método para determinação da distribuição de sustentação ao longo da envergadura de uma asa. Contudo, o método explanado neste trabalho, é o proposto pela teoria da linha sustentadora de Prandtl, onde sua melhor aplicação é destinada para asas com formato geométrico elíptico. Esse método, mesmo possuindo essa restrição de somente ser aplicado para asas elípticas, é fundamental para a realização de cálculos para distribuição de sustentação para asas com outros formatos geométricos.

A teoria da linha sustentadora de Prandtl permite estimar a circulação $\Gamma_{(y)}$ ao longo da envergadura da asa e, com a aplicação do teorema de Kutt-Joukowski, consegue-se calcular a

força de sustentação em cada seção ao longo da envergadura da asa (RODRIGUES, 2013). Segundo Roskam e Lan (1997), a geração da sustentação pode ser explicada pela circulação uniforme de fluido em relação a envergadura da asa. Essa assertiva é considerada útil para explicar muitas características do escoamento sobre as aeronaves (ROSKAM; LAN, 1997). A distribuição da circulação é um fenômeno que possui relação não somente com a geometria da asa, mas também com a velocidade induzida e a força de circulação. Assim a função que relaciona a circulação com a geometria da asa ao longo de sua envergadura é descrita pela Equação 10.

$$\Gamma_{(y)} = \Gamma_0 \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (10)$$

Onde Γ_0 representa a circulação no ponto médio da asa e é definida como uma constante, b é a envergadura da asa. A função representada pela Equação 10 é demonstrada graficamente por uma elipse, onde o ponto médio da asa retrata o maior valor da circulação, ou seja, quando $y = 0$, o valor máximo da circulação Γ e, começa a decair a medida que se afasta do ponto médio e se aproxima das extremidades da asa. Para calcular a circulação média, Γ_0 , Rodrigues (2013) recomenda a seguinte equação:

$$\Gamma_0 = \frac{4 \cdot L}{\rho \cdot v \cdot b \cdot \pi} \quad (11)$$

A necessidade de se determinar o parâmetro proposto pela Equação 11 é a relação direta que ele possui com o dimensionamento estrutural. Em outras palavras, é um parâmetro que absorve a ideia de se unir os conceitos propostos pelas velocidades do diagrama v-n e a força de sustentação. A velocidade de manobra é um das informações relevantes extraídos do diagrama v-n (RODRIGUES, 2013). Além disso, Megson (2003) propõe que a força de sustentação é proporcional com o peso, conforme mostra a Equação 12.

$$L = n_{\text{máx}} \cdot W \quad (12)$$

A constante $n_{\text{máx}}$ representa o fator de carga máximo e é obtida no diagrama v-n (Figuras 3 e 4). Ela representa o valor máximo de carga em que a aeronave está sendo

submetida e W é o peso total da aeronave, ou seja, peso vazio mais carga paga. A definição de peso vazio é dada por Rosa (2006) como o peso total da aeronave com todos os seus componentes, porém sem carga e, o acréscimo de uma massa na aeronave seria o que se denomina carga paga. Considerando as definições sobre o cálculo da circulação sobre a asa, é possível aplicar o teorema de Kutta-Joukowski para o cálculo da força de sustentação ao longo da envergadura da asa e definida por Roskam e Lan (1997) como:

$$L_{(y)} = \rho \cdot v \cdot \Gamma_{(y)} \quad (13)$$

A aplicação desse teorema é um caminho mais rápido para encontrar a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa. Porém, sua aplicação é limitada para asas com geometria elíptica. Contudo, para uma análise preliminar de um projeto aeronáutico, essa limitação pode ser superada com a aplicação de um método chamado aproximação de Schrenk (RODRIGUES, 2013). Esse método é um modelo matemático simplificado que auxilia na análise inicial de uma aeronave e utiliza a teoria da linha sustentadora que é válida para qualquer formato geométrico de asa.

A aproximação de Schrenk é um método que utiliza o cálculo de uma média entre a asa projetada em relação a uma asa elíptica de características similares, como envergadura e área de asa. É importante ressaltar que a aplicação desse método se faz eficaz na análise preliminar de asas com enflechamento baixo e de médio a alto alongamento (RODRIGUES, 2013). A Equação 14 mostra a média aritmética entre a força de sustentação para uma asa elíptica ($L_{(E)}$) e trapezoidal ($L_{(T)}$).

$$L_{(y)TS} = \frac{L_{(E)} + L_{(T)}}{2} \quad (14)$$

Onde $L_{(y)TS}$ representa a aplicação da aproximação de Schrenk para uma asa trapezoidal. O resultado proposto pela Equação 14 é a formalização de um gráfico que esboça como a distribuição de sustentação se comporta durante um voo reto e nivelado. A confiabilidade desse gráfico é garantida quando são seguidas as recomendações citadas anteriormente.

O cálculo da força de sustentação ao longo da envergadura da asa para formatos geométrico elíptico e trapezoidal são proposto pelas Equações 15 e 16, respectivamente. Onde suas demonstrações matemáticas são demonstradas por Rodrigues (2013).

$$L_{(y)E} = \frac{4.L}{b.\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2.y}{b}\right)^2} \quad (15)$$

$$L_{(y)T} = \frac{2.L}{b.(\lambda + 1)} \left[1 + \left((\lambda - 1) \cdot \frac{2.y}{b} \right) \right] \quad (16)$$

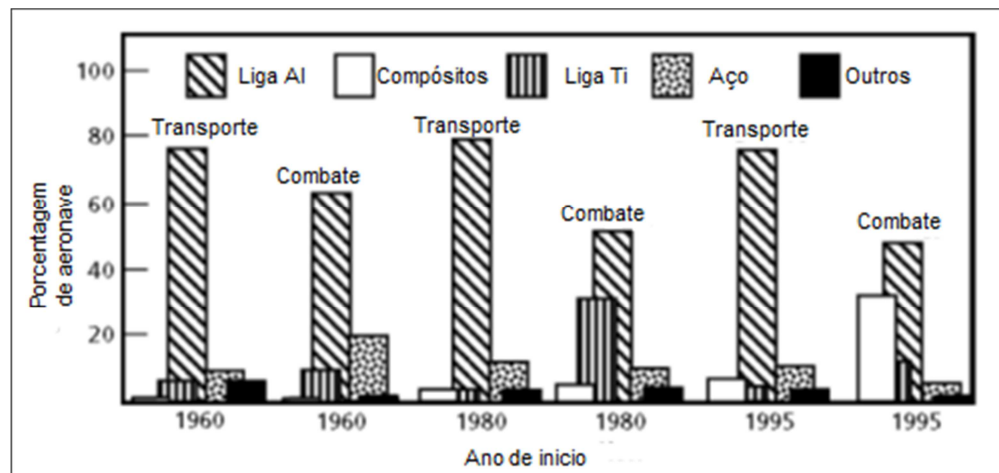
Onde λ representa a relação de afilamento da semi envergadura da asa e é um parâmetro aerodinâmico de bastante relevância, pois atua principalmente nos estudos do arrasto induzido e em questões construtivas da asa.

2.4 Alguns materiais utilizados na Engenharia Aeronáutica

Os avanços da Engenharia de Materiais em relação aos materiais aplicados ao seguimento aeroespacial é bastante nítido e continuamente crescente nas últimas décadas (CAMPBELL, 2006). A descoberta de novos materiais e a constante busca por processos de fabricação cada vez mais eficiente se refletiu em projetos aeronáuticos mais competitivos, seguros e sofisticados. Só com a crescente aplicação de materiais compósitos, por exemplo, contribuiu para que se produzissem estruturas mais resistentes e ao mesmo tempo mais leves.

A Figura 5 mostra uma comparação entre os principais materiais utilizados na indústria aeronáutica ao longo dos anos. Além de também expor a aplicação desses materiais em dois seguimentos da indústria aeronáutica, tanto na aviação civil como a militar.

Figura 5. Comparação entre os materiais aplicados na Engenharia Aeronáutica ao longo dos anos, bem como a constância na aplicação do alumínio



Fonte: CAMPBELL, 2006.

A Figura 5 também mostra o valor constante, em porcentagem, da aplicação das ligas de alumínio no seguimento da aviação civil, mas no seguimento militar acaba diminuindo ao longo dos anos. A busca na redução da densidade de materiais proporcionalmente com o aumento das propriedades mecânicas como tensão de ruptura, módulos de elasticidades são uma das justificativas para a situação descrita na Figura 5. Assim, Campbell (2006) afirma que a busca por matérias com propriedades mecânicas e físicas melhores permitiu a redução dessas propriedades de densidade cerca de 3 a 5 vezes em contrapartida o aumento das propriedades mecânicas subiram na mesma proporção.

O desenvolvimento de um projeto estrutural aeronáutico exige conhecimentos mínimos das propriedades mecânicas e físicas dos materiais, independente do tipo de aeronave e de sua aplicação, como aviação civil ou militar. Até mesmo aeronaves em pequena escala, como aviões agrícolas, VANT's ou monomotores, devem ser observados todos os aspectos que dizem respeito às propriedades dos materiais. Ademais, a análise dessas propriedades está ligada diretamente ao projeto estrutural que pode acarretar a concepção de aviões com boas relações de custo e eficiência estrutural.

Os principais materiais aplicados à engenharia aeronáutica são agrupados em metais, cerâmicas, polímeros e compósitos. Para o presente trabalho, alguns deles merecem destaque por serem bastante utilizados observando alguns critérios como o custo, propriedades mecânicas e físicas, nível de facilidade de aquisição no mercado, ou seja, número de

fornecedores, facilidade de construtiva e relação entre densidade de massa e resistência mecânica.

A Tabela 2 busca expor melhor as considerações feitas sobre os materiais aeronáuticos, detalhando melhor alguns dos critérios citados anteriormente. Além disso, retrata uma situação geral da área aeroespacial, ou seja, os dados exibidos não se limitam apenas para aeronaves em pequena escala e sim para todos os seguimentos aeroespaciais.

Tabela 2. Comparação reativa dos grupos de materiais. Onde PMC (Compósito de matriz polimérica), MMC (Compósito de matriz metálica) e CMC (Compósito de matriz cerâmica)

<i>Classe do Material</i>	<i>Resistência a Tração</i>	<i>Força de Compressão</i>	<i>Espessura</i>	<i>Ductibilidade</i>	<i>Capacidade de Temperatura</i>	<i>Densidade</i>	<i>Custo</i>
Metais	Alto	Alto	Médio	Alto	Alto	Alto	\$\$
Cerâmicas	Baixo	Alto	Muito Alto	Nada	Muito Alto	Médio	\$\$\$
Polímeros	Muito Baixo	Muito Baixo	Muito Baixo	Alto	Baixo	Baixo	\$
PMC	Muito Alto	Alto	Muito Alto	Baixo	Médio	Baixo	\$\$\$
MMC	Alto	Alto	Muito Alto	Baixo	Alto	Médio	\$\$\$\$
CMC	Médio	Alto	Muito Alto	Baixo	Muito Alto	Médio	\$\$\$\$ \$

Fonte: CAMPBELL, 2006.

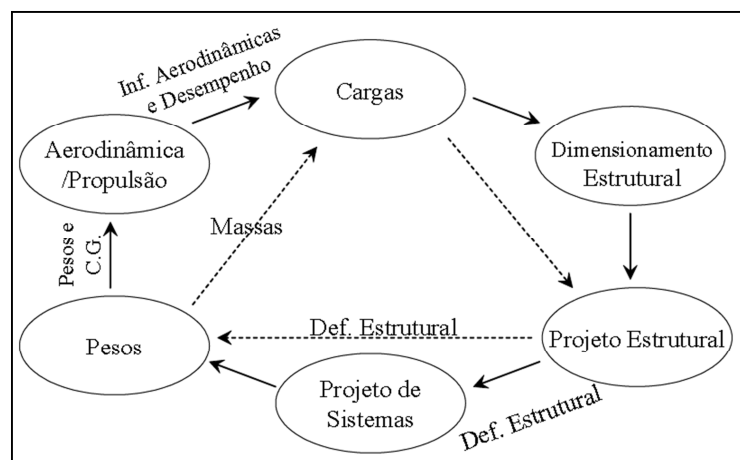
Observando os dados mostrados na Tabela 2 são facilmente visíveis as diferentes características entre os grupos de materiais e que nenhum material consegue atendê-las totalmente (CAMPBELL, 2006). É fácil observar para o caso dos metais, por exemplo, que apesar desse grupo possuir alta resistência à tração ele compensa tendo alta densidade de massa, o que torna suas aplicações, dentro de um projeto aeronáutico, limitada.

O mesmo raciocínio é aplicado aos materiais PMC que possuem alta resistência à tração, baixa densidade de massa, que até então são propriedades interessantes, mas em contrapartida seu custo já é mais elevado. Consequentemente, por mais que os materiais PMC possuam vantagens em relação às propriedades mecânicas, eles devem ser aplicados dentro de um projeto aeronáutico de forma inteligente e, assim todos os grupos de matérias devem ser selecionados para que os critérios adotados para a concepção de um projeto aeronáutico sejam alcançados de forma eficiente e com qualidade.

2.5 Conceitos de resistência dos materiais

A aeronave, quando esta em voo, sofre carregamentos provenientes da interação com o fluido (ar) em resposta ao seu movimento. Como citado anteriormente, são cargas aerodinâmicas geradas pelo escoamento do fluido sobre os componentes da aeronave e a determinação delas é uma etapa que antecede o projeto estrutural como proposto pelo gráfico de relação mostrado na Figura 6.

Figura 6 - Relação entre setores de uma empresa aeronáutica durante a etapa de projeto



Fonte: OLIVEIRA, 2001.

Como pode ser observado na Figura 6 é clara a relação direta da determinação das cargas com as informações provenientes de outros setores de uma empresa aeronáutica, como Aerodinâmica e Desempenho. Como detalhado anteriormente, as cargas atuantes na asa de uma aeronave é oriundo da distribuição de sustentação e dos cálculos de força de arrasto e momento. Onde o efeito da distribuição de sustentação e o momento são mais relevantes ao dimensionamento estrutural.

O efeito provocado pela distribuição de sustentação é a flexão da asa causando o aparecimento de tensões de flexão ao longo da envergadura da asa. A definição dessas tensões é dada por Hibbeler (2010) como a relação entre o momento interno com o momento de inércia como pode ser observado na Equação 17.

$$\sigma = \frac{M \cdot y}{I} \quad (17)$$

Onde M representa o momento interno derivado do diagrama de momento fletor concebido na análise estática, I representa o momento de inércia. Uma propriedade geométrica que é definida por Kaminski (2000) como a capacidade do material de resistir à rotação e, y é uma posição intermediária ao longo da coordenada trabalhada. A Equação 17 é aplicável para análises rápidas e quando se quer determinar a tensão normal em um corpo reto, com seção transversal simétrica em relação ao eixo trabalhado e quando o momento é aplicado perpendicularmente ao eixo. Porém, para o cálculo da flexão em uma longarina de asa, é interessante que se faça a inserção do conceito de linha elástica.

A definição de linha elástica leva em consideração a deflexão do corpo em relação ao eixo longitudinal sobre atuação de uma força normal que passa pelo centroide de cada área da seção transversal do corpo (HIBBELER, 2010). Este corpo, para o caso deste trabalho, é denominado de longarina que é caracterizada por um componente estrutural responsável por receber as cargas atuantes na superfície da asa e resistir a todos as condições de voo em que a aeronave está sujeita.

A longarina por ser considerada uma viga recebe as mesmas considerações aplicadas durante o dimensionamento estrutural, assim o seu dimensionamento é efetuado conforme as Equações 18, 19, 20 e 21.

$$w(x) = EI \frac{d^4 v}{dx^4} \quad (18)$$

$$V(x) = EI \frac{d^3 v}{dx^3} \quad (19)$$

$$M(x) = EI \frac{d^2 v}{dx^2} \quad (20)$$

$$\theta(x) = EI \frac{dv}{dx} \quad (21)$$

Onde $w(x)$ é caracterizada pela função do carregamento atuando na longarina da asa, $V(x)$ é o esforço cortante, $M(x)$ é o momento fletor e $\theta(x)$ é a função da inclinação da longarina, v representa o deslocamento provocado pela aplicação do carregamento, E representa o módulo de elasticidade do material. A função $w(x)$, para o caso deste trabalho, é obtida pelo cálculo da distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa utilizando a

aproximação de Schrenk. O deslocamento da longarina é obtido pela integração da função da inclinação.

4 METODOLOGIA

O dimensionamento estrutural do componente principal da asa denominado de longarina foi feito utilizando uma rotina de cálculo elaborada em planilhas no excel com o intuito de se diminuir o tempo de operação de dimensionamento estrutural. Foi utilizado como fonte de dados algumas características técnicas da aeronave projetada pelos alunos do curso de Engenharia Mecânica do IFPI para participação na XVII Competição SAE BRASIL Aerodesign. O modelo renderizado da aeronave pode ser observado na Figura 7.

Figura 7 – Avião rádio controlado projetado pelos alunos de Engenharia Mecânica do IFPI



Fonte: Autor.

A aeronave mostrada na Figura 7 participou da competição de Aerodesign e obteve a 30ª colocação no quadro de posições gerais. Algumas de suas características técnicas necessárias para o dimensionamento da longarina da aeronave são mostradas na Tabela 3. Uma visão mais detalhada pode ser visualizada no Apêndice A, onde contém características geométricas, características aerodinâmicas e de desempenho.

O perfil aerodinâmico utilizado na asa da aeronave foi o *Clark Y*, onde suas características aerodinâmicas podem ser observadas mais detalhadamente no Apêndice B. A

partir dos dados extraídos dos gráficos de sustentação, arrasto e momento pôde-se calcular os valores dos coeficientes de sustentação máximo, de arrasto e de momento do aerofólio para o mesmo ângulo de ataque correspondendo a 1,3934 e -0,0327, respectivamente. Ademais, a Tabela 3 agrupa as principais informações técnicas que foram necessárias para o dimensionamento estrutural da longarina.

Tabela 3 – Principais características técnicas da aeronave 2015 projetada para competição de Aerodesign

Parâmetro	Simbologia	Valor de projeto	Unidade
Envergadura	b	1,94	m
Corda na raiz	c_r	0,30	m
Corda na ponta da asa	c_t	0,26	m
Peso vazio	W_{vazio}	22,08	N
Peso máximo	$W_{máx}$	120,00	N

Fonte: Autor.

Segundo Roskam e Lan (1997), o coeficiente de sustentação é aplicado apenas para o perfil aerodinâmico e para que se possa realizar uma análise completa da asa é necessário realizar uma correção do coeficiente angular de sustentação para asa, conforme a Equação 22.

$$a = \frac{a_0}{1 + (a_0/\pi \cdot e \cdot AR)} \quad (22)$$

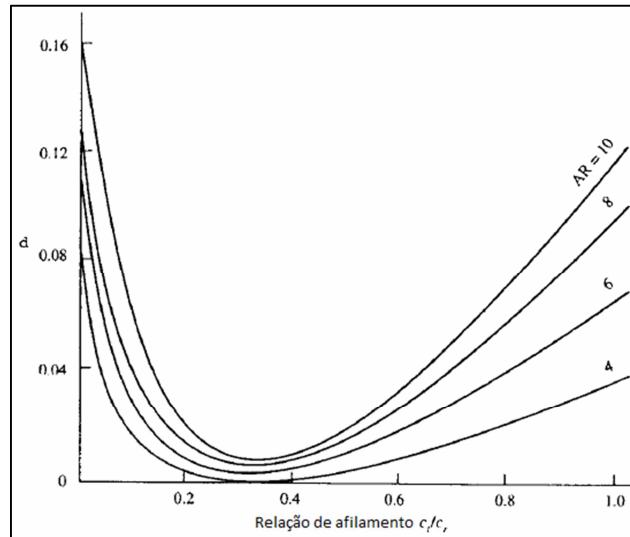
Onde a_0 é o coeficiente angular da curva de sustentação (c_l) versus o ângulo de ataque (α) do perfil aerodinâmico, e é denominado de fator de eficiência de envergadura da asa, definido como um fator que relaciona parâmetros geométricos da asa e sofre influência do alongamento (AR) e da relação de afilamento (λ). O fator e pode ser calculado aplicando a Equação 23.

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (23)$$

Onde o parâmetro δ é denominado de fator de arrasto induzido e possui relação direta com o afilamento da asa e seu alongamento. Segundo Rodrigues (2013), geralmente o valor

do δ varia de 0 a 0,16. Para melhor visualização esses valores um gráfico que relaciona o alongamento, afilamento e fator de arrasto induzido é mostrado na Figura 8.

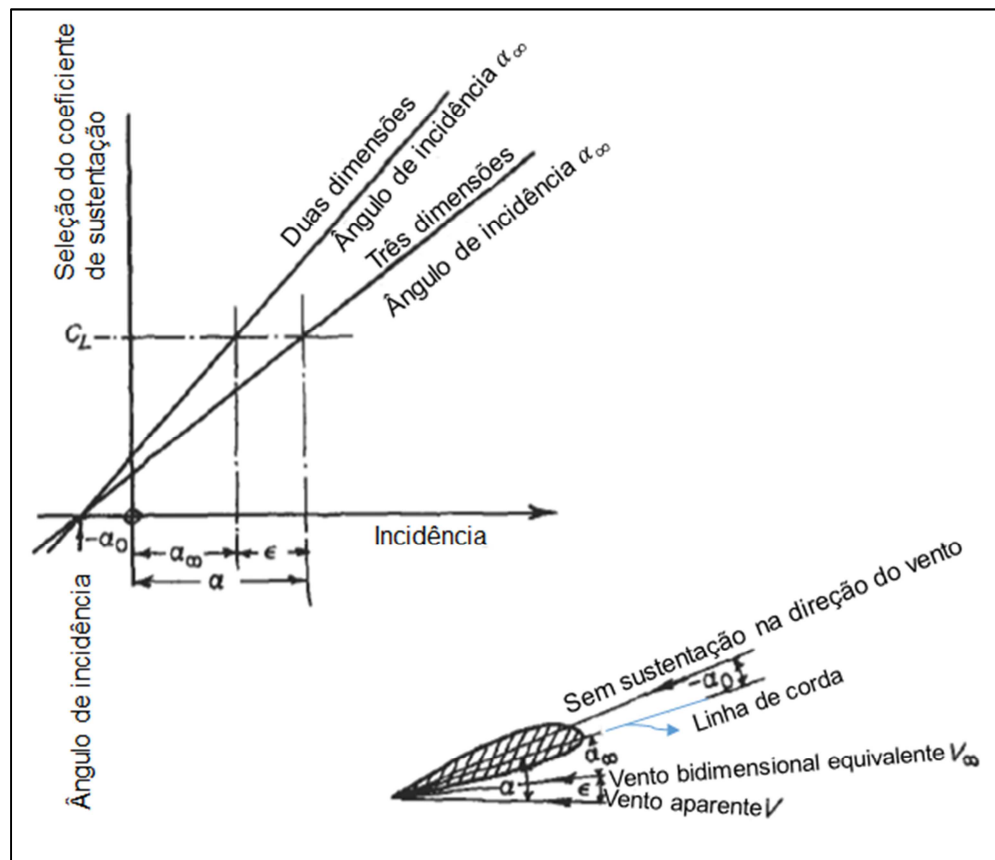
Figura 8. Determinação do fator de arrasto induzido



Fonte: RODRIGUES, 2013.

Ao encontrar o valor do coeficiente angular da curva de sustentação da asa em estudo, fica possível efetuar a correção aplicando-se a Equação 24. É importante esclarecer que a aplicação das Equações 21 e 22 são estritamente para aeronaves com alto alongamento, ou seja, com valores de $AR > 4$. Fora dessa condição, é necessária a aplicação de outras equações que relacionam asas com baixos alongamentos e asas enflechadas. De qualquer maneira, independente dos valores de alongamento é necessário que seja feito a correção dos valores dos coeficientes de sustentação. Para um melhor visualização da diferença entre o coeficiente de sustentação do perfil e da asa, Houghton e Carpenter (2013) mostram em forma de gráfico, como pode ser observado na Figura 9.

Figura 9 – Gráfico do coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque tanto para o perfil aerodinâmico quanto para asa

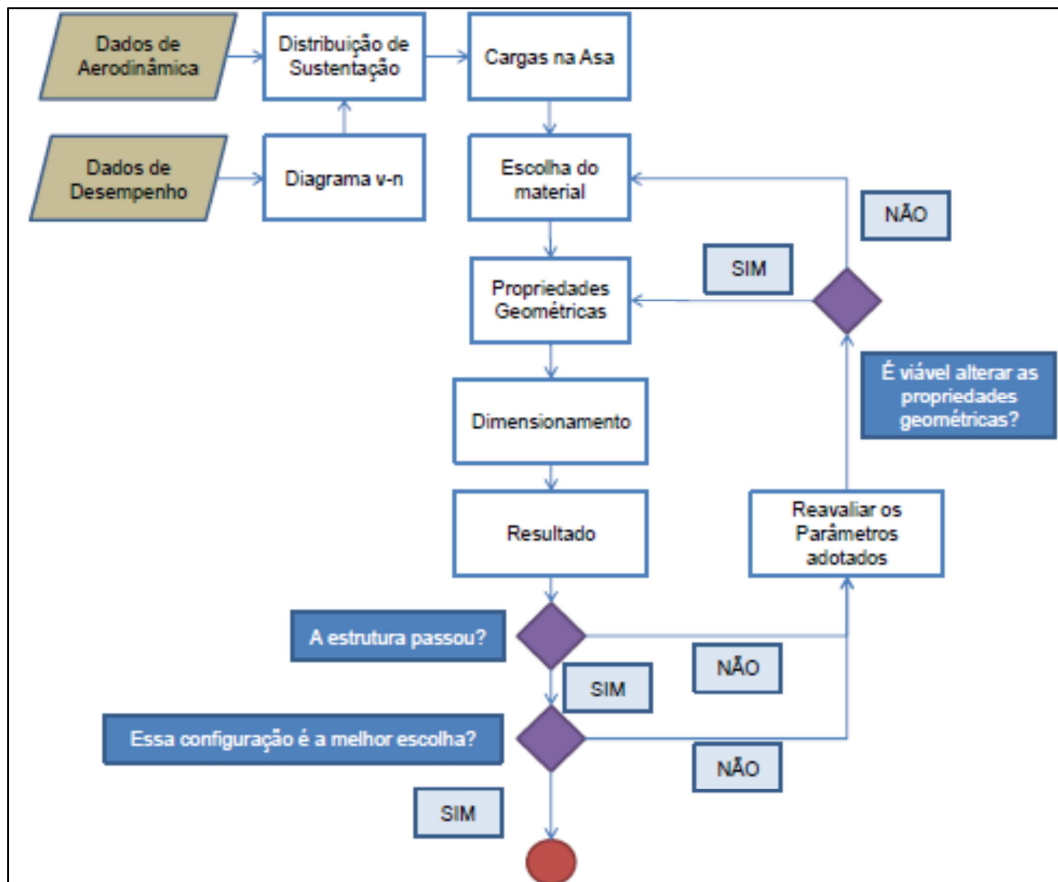


Fonte: HOUGHTON; CARPENTER, 2013.

O gráfico logo acima mostra a diferença entre a capacidade de geração de sustentação do perfil aerodinâmico em comparação com a asa. Isso se deve ao fato da existência de vórtices de ponta de asa que provoca efeitos de redução do campo de pressões e velocidades em torno da asa, afetando consequentemente a circulação. Mesmo assim, o fato da capacidade da asa de gerar sustentação ser menor que a do perfil aerodinâmico não é considerado totalmente desvantagem, pois para que a asa gere valores de sustentação semelhantes ao do perfil é necessário dentre outros fatores que se aumente o ângulo de ataque da aeronave. Assim, consegue-se trabalhar com ângulos de estol maiores.

Após a realização da correção do coeficiente de sustentação do perfil para asa, tem-se disponível grande parte dos parâmetros aerodinâmicos que influenciam no dimensionamento estrutural. Assim, para facilitar o entendimento de todos os passos necessário para a relação do dimensionamento da longarina, foi elaborado o fluxograma mostrado na Figura 10.

Figura 10 – Fluxograma de dimensionamento da longarina da asa



Fonte: Autor.

O fluxograma apresentado na Figura 10 tem a finalidade de orientar o calculista a seguir uma linha de raciocínio que ofereça eficiência e confiabilidade. Os cálculos realizados no processo *P1* foram detalhados no Apêndice C. O processo *P2* consiste na determinação da distribuição de sustentação no qual foram utilizados os conceitos da aproximação de Schrenk para uma asa trapezoidal.

A determinação das cargas consiste nos cálculos referentes a sustentação e ao momento. No caso do momento, o efeito provocado é a torção do corpo. Conhecer esse parâmetro também é importante, pois se houver torção na asa além de afetar a estrutura também interfere nos parâmetros de Aerodinâmica. Portanto, com os dados da Aerodinâmica e aplicação da Equação 3 fica viável a análise de torção na longarina da asa bastando aplicar a Equação 24.

$$\tau_{m\acute{a}x} = \frac{T \cdot c}{J} \quad (24)$$

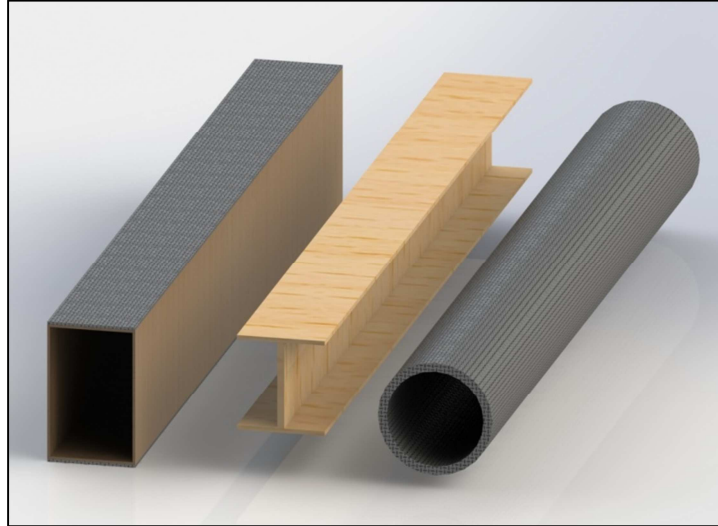
Onde T representa o torque que atua na seção transversal da longarina, c é o raio da seção transversal e J representa o momento polar de inércia do perfil da longarina. Como pode ser observado nessa equação o momento atuante no corpo resulta em uma tensão de cisalhamento e será constante ao longo da envergadura da asa quando não há variação desse momento. Vale lembrar que o valor adotado será o maior momento encontrado no gráfico de coeficiente de momento versus ângulo de ataque.

A escolha do material que deve ser aplicado na longarina da asa vai depender de alguns fatores: a disponibilidade no mercado, custo (material mais frete) e processo de fabricação. Para aeronaves destinada a participação no Aerodesign geralmente utilizam o alumínio aeronáutico, compósito em fibra de carbono, fibra de aramida e madeiras aeronáuticas (plywood importada, compensado aeronáutico, madeira balsa, entre outras). A aeronave em estudo teve em sua concepção a aplicação de compósito de fibra de carbono mais resina epóxi. Onde o módulo de elasticidade corresponde a 320 GPa, e tensão de ruptura de 2,5 GPa. Esses dados foram obtidos do relatório técnico da aeronave enviada para a SAE BRASIL Aerodesign.

A escolha inicial das propriedades geométricas do perfil da longarina é feita baseando-se na geometria do perfil e no valor da envergadura da asa, ou seja, a escolha do perfil aerodinâmico interfere diretamente nos limites geométricos que a longarina pode ter. Assim, para selecionar um perfil aerodinâmico é interessante que o responsável pelo dimensionamento estrutural acompanhe para alertar o setor de Aerodinâmica as questões de construção da longarina.

Na história da competição, observa-se a escolha por parte da maioria das equipes os formatos de seção transversal parecidos com o mostrado na Figura 11. Além do formato da seção, as equipes costumam, quando possível, combinar mais de um material na mesma estrutura. Esse tipo de escolha são casos particulares de projeto e varia de equipe para equipe. Para o caso da aeronave em estudo, a seção transversal utilizada na longarina foi do tipo tubular conforme mostra a Figura 11.

Figura 11 – Principais perfis utilizados na longarina de aeronave destinados a participar competição de Aerodesign. O perfil da esquerda é denominado é em forma de caixa, o perfil do meio é do tipo “I” e o da direita é tubular



Fonte: Autor.

Seguindo as etapas propostas pelo fluxograma da Figura 10 o próximo passo foi o dimensionamento da longarina. Para isso, foram inseridos na rotina de cálculos as Equações 17 e 22 para obtenção dos valores máximos de tensão de flexão e cisalhamento, respectivamente. Ademais, para o cálculo da inclinação e da linha elástica, foram formuladas as seguintes equações que são a aplicação das Equações 18, 19, 20 e 21.

$$w_{(x)} = -A \cdot x^5 + B \cdot x^4 - C \cdot x^3 + D \cdot x^2 - E \cdot x + F \quad (25)$$

$$V_{(x)} = -\left(\frac{A}{6} \cdot x^6 + \frac{B}{5} \cdot x^5 + \frac{C}{4} \cdot x^4 + \frac{D}{3} \cdot x^3 + \frac{E}{2} \cdot x^2 + F \cdot x\right) + k_1 \quad (26)$$

$$M_{(x)} = -\left(\frac{A}{42} \cdot x^7 + \frac{B}{30} \cdot x^6 + \frac{C}{20} \cdot x^5 + \frac{D}{12} \cdot x^4 + \frac{E}{6} \cdot x^3 + \frac{F}{2} \cdot x^2\right) + k_1 x + k_2 \quad (27)$$

$$\theta_{(x)} = -\left(\frac{A}{336} \cdot x^8 + \frac{B}{210} \cdot x^7 + \frac{C}{120} \cdot x^6 + \frac{D}{60} \cdot x^5 + \frac{E}{24} \cdot x^4 + \frac{F}{6} \cdot x^3\right) * \left(\frac{1}{E \cdot I}\right) + \frac{1}{2} k_1 x^2 + k_2 \cdot x + k_3 \quad (28)$$

$$v(x) = -\left(\frac{A}{3024} \cdot x^9 + \frac{B}{1680} \cdot x^8 + \frac{C}{840} \cdot x^7 + \frac{D}{360} \cdot x^6 + \frac{E}{120} \cdot x^5 + \frac{F}{24} \cdot x^4\right) \\ * \left(\frac{1}{E \cdot I}\right) + \frac{1}{6} k_1 x^3 + \frac{1}{2} k_2 \cdot x^2 + k_3 x + k_4 \quad (29)$$

Onde os coeficientes A, B, C, D, E e F são constantes encontradas a partir da função da distribuição de sustentação e podem ser encontrados na planilha de cálculo. Além disso, as constantes k_1 , k_2 , k_3 , e k_4 são calculadas da seguinte maneira:

$$k_1 = \frac{A \cdot x^6}{6} + \frac{B \cdot x^5}{5} + \frac{C \cdot x^4}{4} + \frac{D \cdot x^3}{3} + \frac{E \cdot x^2}{2} + F \cdot x \quad (30)$$

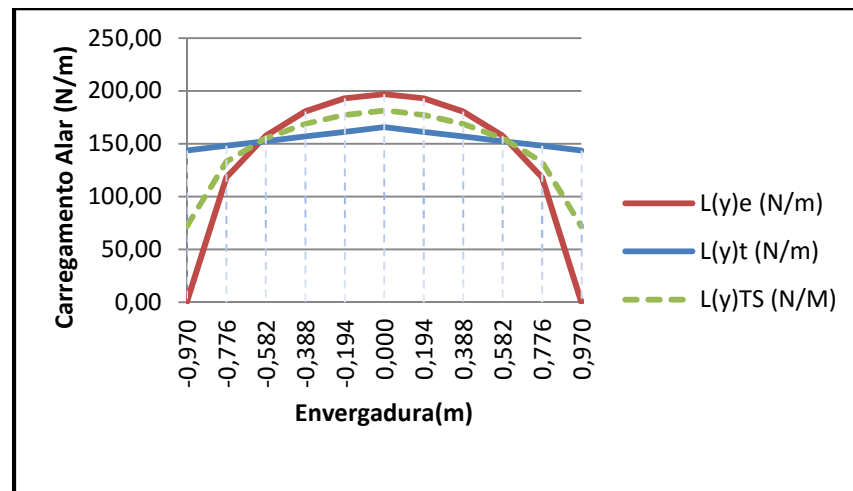
$$k_2 = \frac{A \cdot x^7}{42} + \frac{B \cdot x^6}{30} + \frac{C \cdot x^5}{20} + \frac{D \cdot x^4}{12} + \frac{E \cdot x^3}{6} + F \cdot \frac{x^2}{2} - k_1 \cdot x \quad (31)$$

As constantes k_3 e k_4 quando tem seus valores de “x” igual a zero tem como resultados iguais a zero. Portanto, ao aplicar essas equações o calculista terá todas as informações necessárias ao dimensionamento estrutural para poder avaliar se a longarina projetada satisfaz as condições de carregamento.

5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Conforme a aplicação das equações citadas anteriormente para a distribuição de sustentação e com a inserção dos dados técnicos da aeronave, foi encontrado a seguinte distribuição:

Figura 12 – Resultado da distribuição de sustentação ao longo da envergadura as asa

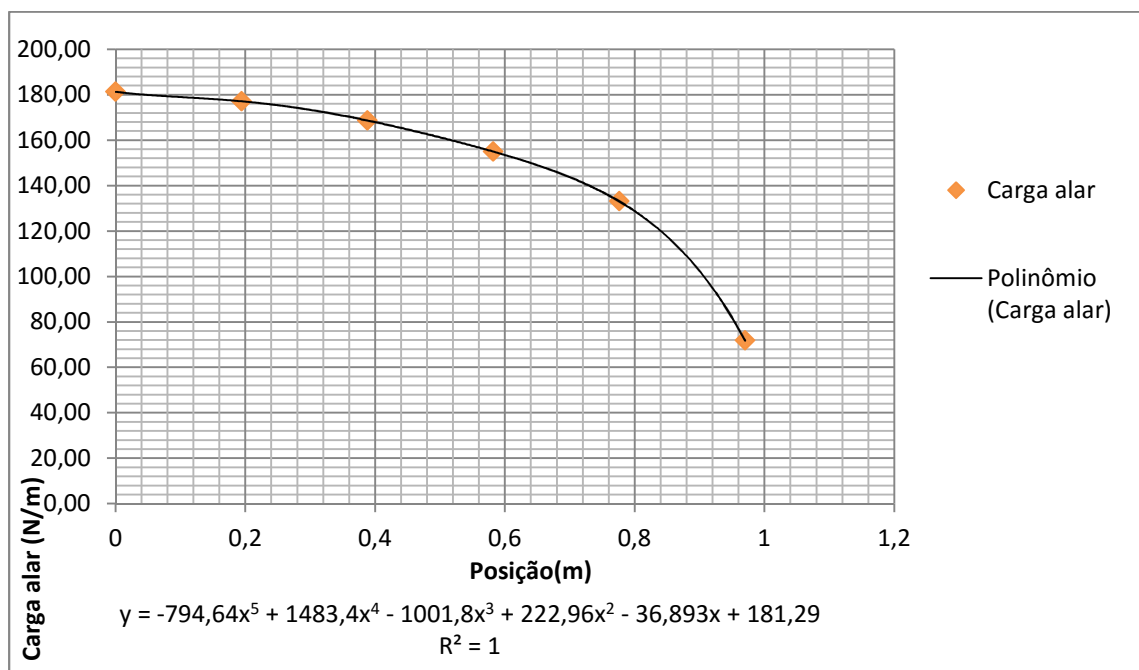


Fonte: Autor.

Onde os valores $L(y)TS$ representam a função gerada pela aproximação de Schrenk, $L(y)e$ é a distribuição para uma asa elíptica e $L(y)t$ é a distribuição para uma asa trapezoidal.

Com esses dados, foi possível encontrar o polinômio que representa a distribuição de sustentação pela aproximação de Schrenk. Assim, a Figura 13 mostra o gráfico da distribuição de sustentação para uma semi asa e longo abaixo o polinômio correspondente ao gráfico.

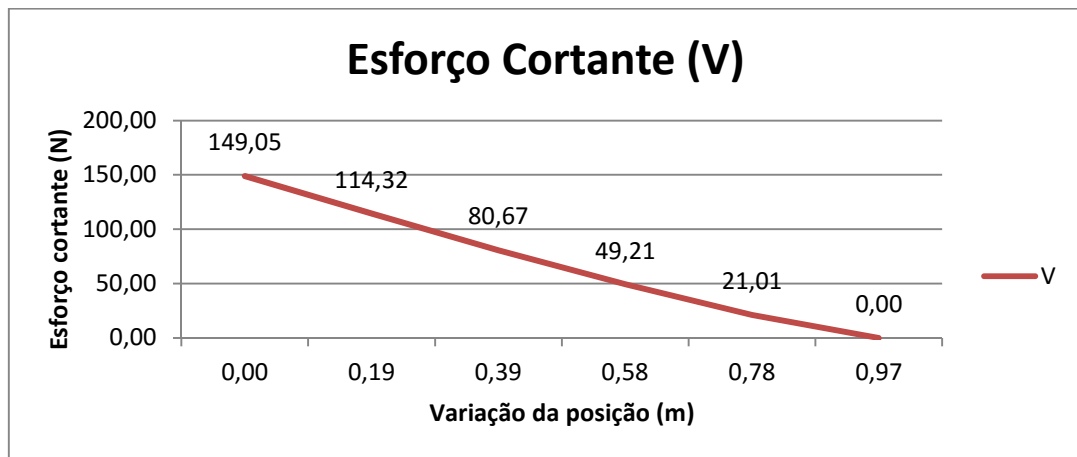
Figura 13 – Função da distribuição de sustentação para uma semi asa



Fonte: Autor.

Com o polinômio mostrado na Figura 13 foi possível inserir os valores das constantes nas Equações 24 à 30. Permitindo que fossem encontradas todas as informações necessárias para dar prosseguimento ao dimensionamento do componente estrutural analisando os gráficos de esforço cortante (Figura 14), momento fletor (Figura 15), inclinação (Figura 16) e deformação (Figura 17).

Figura 14 - Esforço cortante atuando na longarina.

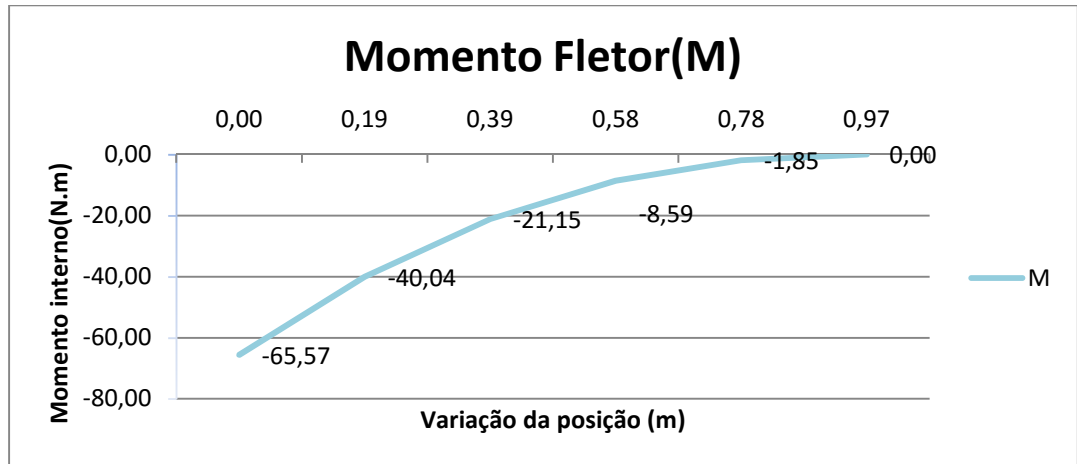


Fonte: Autor.

O gráfico de esforço cortante permite avaliar a magnitude das tensões de cisalhamento atuando na estrutura em estudo. O valor máximo observado na Figura 14 é de 149,05 N, localizado no engaste, ou seja, na raiz da asa. Ao se calcular a tensão de cisalhamento, foi encontrada o valor máximo de 0,303 Mpa. Na história da competição, não houve nenhum caso registrado de falha de longarina por cisalhamento.

O cálculo da tensão de flexão foi feito a partir dos dados do gráfico da Figura 15. O valor máximo da tensão 207,059 Mpa. Comparando com a tensão de ruptura do material que é de 2,5 GPa com a tensão de flexão calculada pode-se observar que a margem de segurança foi de 12,07, ou seja, a tensão de ruptura é maior que a tensão calculada 12,07 vezes.

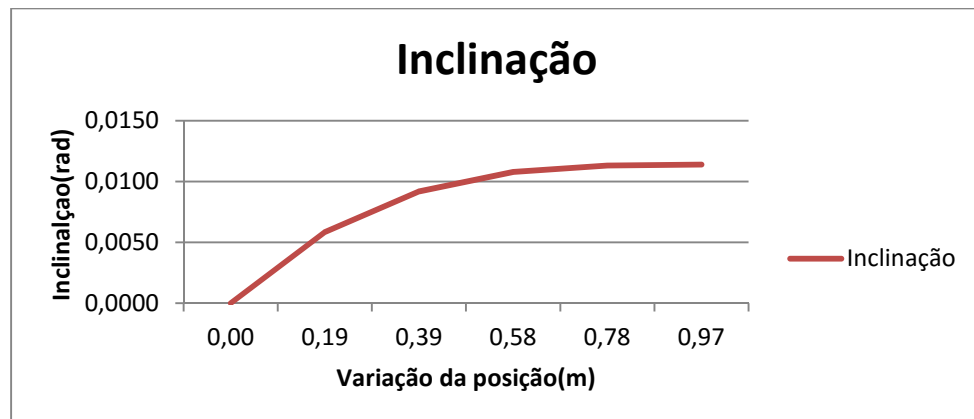
Figura 15 – Gráfico do momento fletor da longarina da asa



Fonte: Autor.

O cálculo do gráfico da inclinação, Figura 16, serve para avaliar a inclinação máxima que a carga atuante na asa está movendo a longarina da posição de equilíbrio. O excesso de inclinação pode interferir nos parâmetros de voo, mais especificamente em questões de aerodinâmica e controle da aeronave. Sendo assim, o valor encontrado não é considerado preocupante para o desempenho do projeto aeronáutico.

Figura 16 – Gráfico da inclinação da longarina

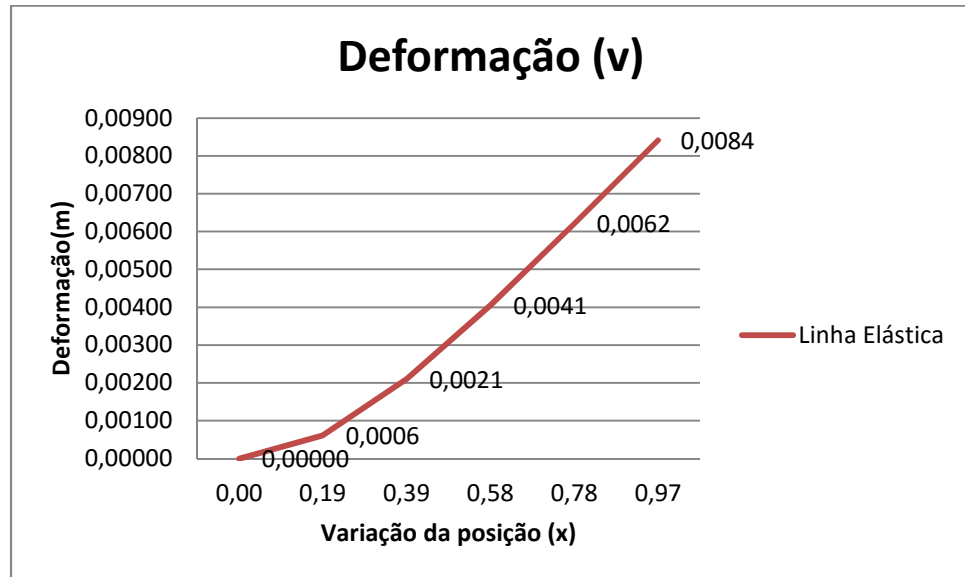


Fonte: Autor.

Ao encontrar o gráfico da deformação e junto com o valor máximo da tensão de flexão foi possível analisar se haveria a necessidade de se alterar os valores geométricos da seção transversal da asa. Ao se realizar testes, diminuindo os valores da seção transversal, foi possível observar que um diâmetro menor da longarina resistiria aos carregamentos impostos em pleno voo, porém o fator limitante que influenciou na não alteração da geometria

calculada foi à fabricação, pois como comentando anteriormente é um dos critérios que devem ser analisados durante o dimensionamento da estrutura.

Figura 17 – Linha elástica da longarina da asa



Fonte: Autor.

A Figura 17 mostra o valor da deformação em função da variação da posição x , onde o limite é imposto pela envergadura da semi envergadura da asa. O gráfico esboça o quanto a longarina vai deformar-se quando as cargas de voo, nas condições calculadas, atuarem. Nesse caso, o valor máximo da deformação ocorreu na ponta da asa e corresponde a 0,0084m. Para uma análise completa, muitas vezes é interessante que se façam ensaios de carregamento estático para até a ruptura da estrutura com o intuito de comparar com os cálculos teóricos.

A partir desse resultado o estudante, observando o fluxograma apresentado na Figura 10, pode tender a melhorar os resultados alterando os parâmetros iniciais de propriedades geométricas ou tipo de material devido à existência desse valor de margem de segurança. Porém, como comentando anteriormente, a mudança dos parâmetros de entrada para valores consideravelmente *ótimos* não depende somente da análise de tensões, mas sim dos fatores de construção e das limitações geométrica dos perfis da asa. Com a determinação dos gráficos de esforços cortante, momento fletor, inclinação e o gráfico da linha elástica juntos com os valores das tensões máximas de flexão e cisalhamento a análise estrutural para a longarina da asa pode ser considerada concluída.

6 CONCLUSÃO

As planilhas de cálculos elaboradas se mostraram bastante eficiente devido à rapidez e facilidade com que os dados necessários para análise estrutural são obtidos. É considerada uma vantagem por oportunizar ao estudante a realização de múltiplas análises diferentes, consequentemente a quantidade de resultados que o estudante consegue gerar é maior em comparação aos cálculos feitos de forma manual.

A metodologia apresentada buscou orientar o estudante a seguir uma linha de raciocínio que levam a resultados mais objetivos, evitando o surgimento de problemas em saber por quais caminhos que ele deveria seguir e como conseguir chegar aos resultados desejados. Além disso, a metodologia apresenta oferece aos alunos um dimensionamento analítico de projeto estrutural de uma longarina. Portanto, a metodologia apresentada se mostrou clara, de fácil aplicação e atende aos requisitos necessários para a elaboração de um projeto estrutural para longarina de aeronaves.

REFERÊNCIAS

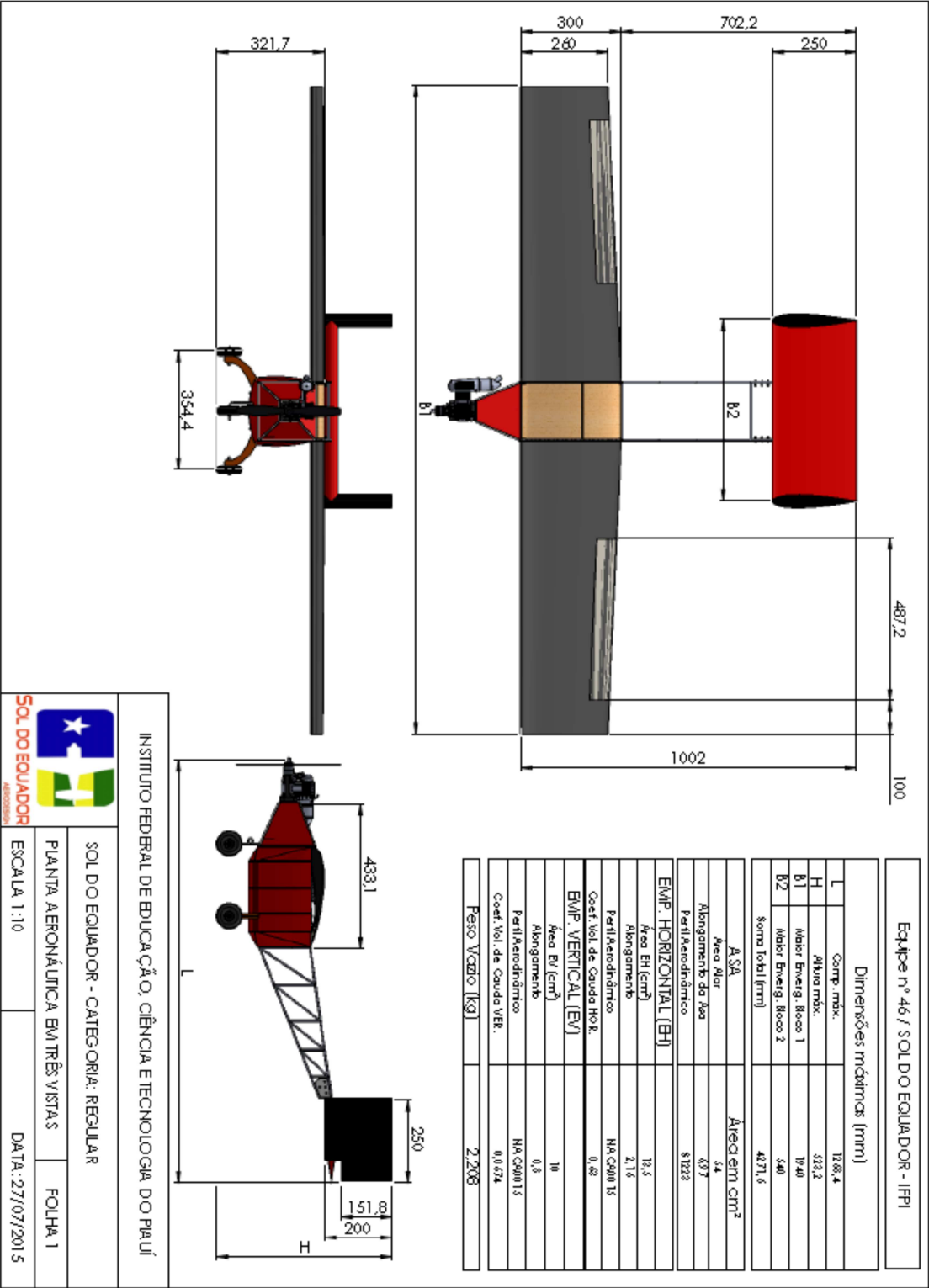
- ANDERSON JR, John D. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica: Introdução**. 7. ed. Porto Alegre: ANGH Editora Ltda, 2015.
- HIBBELER, Russel Charles. **Resistência dos Materiais**. 7. ed. São Paulo: Pearson PrenticeHall, 2010. Tradução de: Arlete Simille Marques
- HOUGHTON, Edward Lewis; CARPENTER, Peter William. **Aerodynamics for Engennering Students**. 5. ed. Oxford: Butterworth-Hernemann, 2003.
- KAMINSKI, Paulo Carlos. **Mecânica Geral para Engenheiros**. São Paulo: Edgar Blucher, 2000.
- MEGSON, T. H. G. **Aircraft Structures for Engineering Students**. 3. ed. Burlington: Butterworth-Hernemann, 2003.
- NIU, Michael Chung-Yung. **Airframe Structural Design Pratical: Pratical Design information anda data on aircraft structures**. 8. ed. Burbank: Conmilit Press Ltd, 1995.
- OLIVEIRA, Paulo Henriques Iscold Andrade de. **Introdução às Cargas nas Aeronaves**. Belo Horizonte: Editora UFMG, 2001.
- PATEL, K. S., PATEL, S. B., PATEL, U. B., AHUJA, P. A. P. (2014). **CFD Analysis of an Aerofoil Angle of Attack**, 5013(3), 154–158.
- RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. São Paulo: Cengage Learning, 2013. 272 p.
- ROSA, Edilson da. **Introdução ao Projeto Aeronáutico: uma contribuição à Competição SAE AERODESIGN**. Florianópolis: Editora UFSC, 2006. 2880. Colaboração: Juliano Toporoski

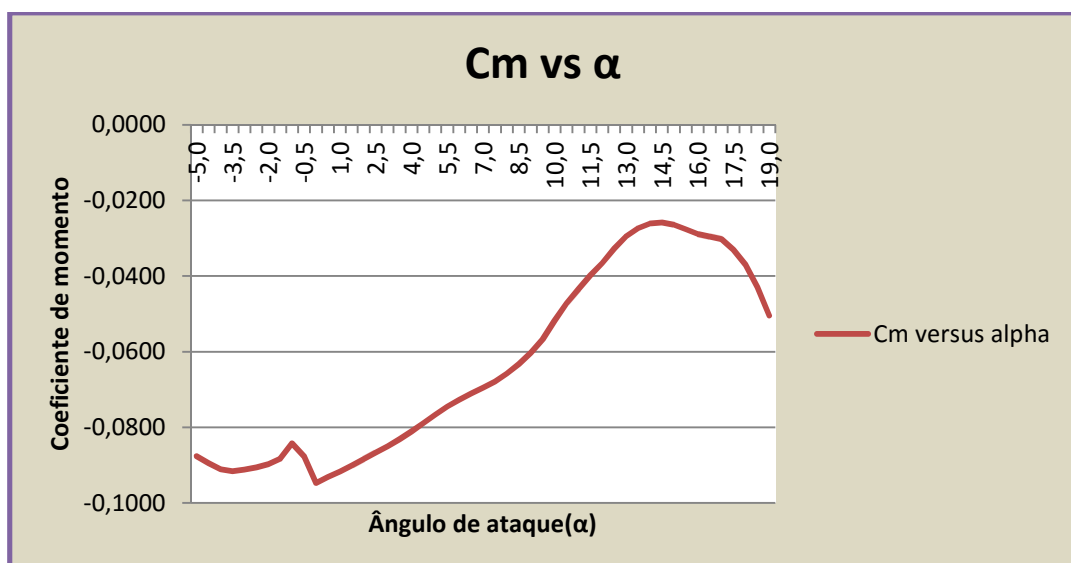
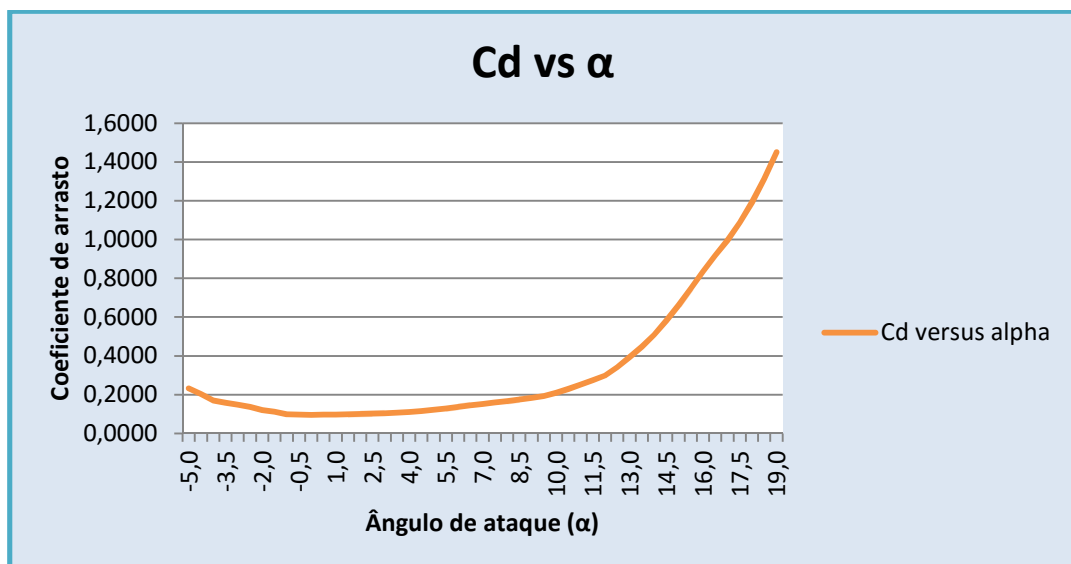
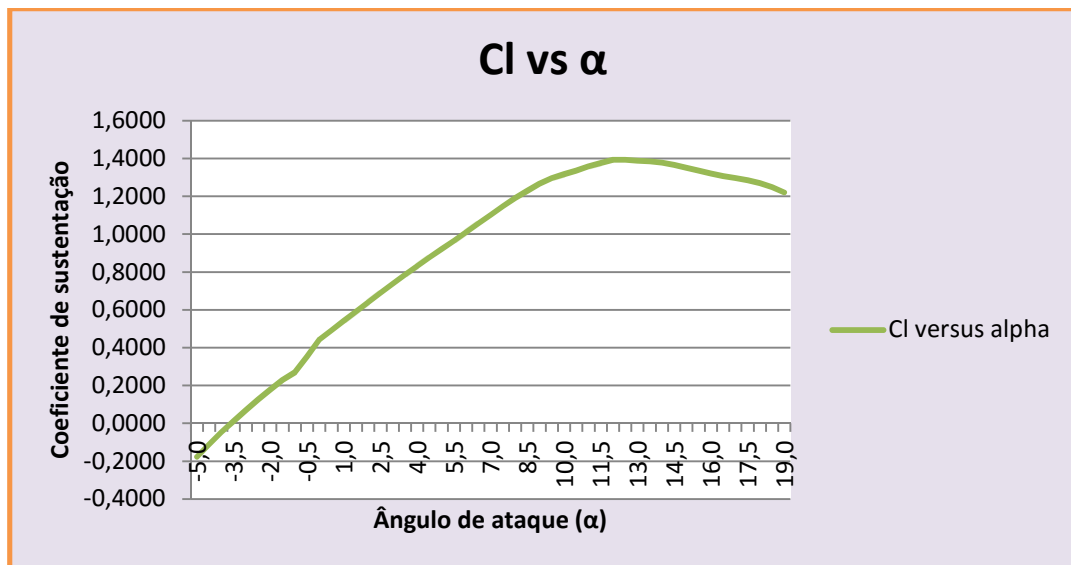
ROSKAM, Jan; LAN, Chuan-Tau Edward. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Lawrence: Darcorporation, 1997

SIMONS, Martin. **Model Aircraft Aerodynamics**. 3. ed. Hemel Hempstead: Argus Books, 1994.

TOLAY, Theodore A. **Introduction to the aerodynamics of flight**. Washington: NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION, 1975.

APÊNDICE A – CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DA AERONAVE PROJETADA
PELOS ALUNOS DE ENGENHARIA MECÂNICA DO IFPI



APÊNDICE B – CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DO PERFIL CLARK Y

APÊNDICE C – DETERMINAÇÃO DO DIAGRAMA V-N PARA AERONAVE EM ESTUDO

Valores de Entrada	
$n_{\text{máx}}$	2,5
ρ	1,225
S	0,5432
$C_{L\text{máx}}$	1,9716
W	120
$v_{\text{máx}}$	28,5
g	9,81
$C_{\text{média}}$	0,28
a	3,4602

Resultados	
$n_{\text{lim neg}}$	-1,0
$n_{\text{ult+}}$	3,8
$n_{\text{ult-}}$	-1,5
v^*	21,39
v_d	35,63
v_{estol}	13,53
$v_{\text{neg inicial}}$	13,53
μ	37,95
K_g	0,7722
$v_{\text{ult+}}$	26,37
$v_{\text{ult-}}$	16,57
v_c	25,65

Diagrama v-n

