



MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO
CAMPUS CARAÚBAS
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

RODRIGO RODRIGUES NOGUEIRA

**DETERMINAÇÃO DA CARGA ÚTIL TRANSPORTADA DE UMA AERONAVE
CARGUEIRA MONOMOTORA ATRAVÉS DA ANÁLISE DAS FORÇAS
ATUANTES DURANTE A DECOLAGEM**

CARAÚBAS - RN
2016

RODRIGO RODRIGUES NOGUEIRA

**DETERMINAÇÃO DA CARGA ÚTIL TRANSPORTADA DE UMA AERONAVE
CARGUEIRA MONOMOTORA ATRAVÉS DA ANÁLISE DAS FORÇAS
ATUANTES DURANTE A DECOLAGEM**

Trabalho de conclusão de curso apresentado à Universidade Federal Rural do Semi-Árido – UFERSA, Campus Caraúbas para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Dorgival Albertino da Silva Júnior – UFERSA

Co-Orientador: Prof. Eng. Filipi Marques de Souza - UFERSA

CARAÚBAS - RN
2016

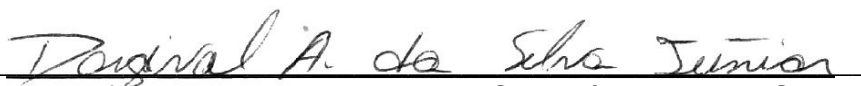
RODRIGO RODRIGUES NOGUEIRA


**DETERMINAÇÃO DA CARGA ÚTIL TRANSPORTADA DE UMA AERONAVE
CARGUEIRA MONOMOTORA ATRAVÉS DA ANÁLISE DAS FORÇAS
ATUANTES DURANTE A DECOLAGEM**


Trabalho de conclusão de curso
apresentado à Universidade Federal Rural
do Semi-Árido – UFERSA, Campus
Caraúbas para obtenção do título de
Bacharel em Engenharia Mecânica.

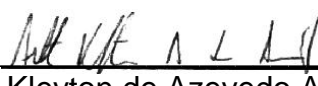
APROVADO EM: 16 / 05 / 2016

BANCA EXAMINADORA


Prof. Dr. Dorgival Albertino da Silva Júnior - UFERSA
Presidente


Prof. Msc. Wendell Albano - UFERSA
Membro Interno à Instituição


Prof. Eng. Filipi Marques de Souza - UFERSA
Membro Interno à Instituição


Eng. Arthur Kleyton de Azevedo Araújo - UFRN
Membro Externo à Instituição

A **Maria Rosalina**, minha mãe, pelo apoio incondicional, fazendo tudo para que eu atinja minhas metas.

A **Francisco Rodrigues**, meu pai, maior exemplo de perseverança, trabalho e coragem.

AGRADECIMENTOS

A Deus, por se fazer presente em todos os momentos, mostrando-me caminhos e oportunidades.

A minha família, pelo suporte sem o qual não seriam possíveis as conquistas obtidas.

A Dorgival Júnior, orientador deste trabalho, pelos ensinamentos, conhecimentos transmitidos, disponibilidade e oportunidades proporcionadas, durante a jornada acadêmica e a realização deste trabalho.

A Filipi Souza, coorientador deste trabalho, que não mediu esforços para sua realização, mostrando incentivo e total envolvimento. Pelo total apoio à Equipe Acceptor AeroDesign desde seu primeiro contato.

Aos amigos do QG e do Caixa, que mais que amigos, levo para a vida como irmãos.

A Equipe Acceptor AeroDesign e seus membros, por todo o aprendizado, trabalho e bons momentos neste período de graduação.

Aos professores de Engenharia Mecânica da UFERSA – Caraúbas, pela dedicação e interesse para com a formação de bons profissionais e cidadãos.

“A perseverança é a mãe da boa sorte.”

Miguel de Cervantes

RESUMO

O presente trabalho trata da modelagem do comportamento de decolagem de uma aeronave cargueira monomotora, o que permite a obtenção da carga total a ser transportada e a velocidade obtida pela mesma no instante da decolagem. Para isso realizou-se uma análise de forças e carregamentos ao longo do percurso da decolagem e considerou-se parâmetros impostos pela norma FAR *part 23 section 51 – Takeoffspeeds*, da *Federal Aviation Regulations* (FAR's). Como forma de validação do modelo, foram utilizados os parâmetros da aeronave utilizada pela Equipe Acceptor AeroDesign SAE na XVII Competição SAE Brasil de AeroDesign, a qual teve sua capacidade de carga aferida em testes de voo.

PALAVRAS-CHAVE: Aeronave, AeroDesign, Carga total, Decolagem.

ABSTRACT

This paper deals with the modeling of takeoff behavior of a single-engine cargo aircraft, which allows obtain the total load to be transported and the speed obtained by the same at the time of takeoff. Because that, was made an analysis of forces and charges along the takeoff path and considered parameters imposed by the standard FAR part 23 section 51 - Takeoffspeeds, of the Federal Aviation Regulations (FAR's). As a way of validating the model, the aircraft parameters were used used by Equipe Acceptor AeroDesign SAE in XVII Competição SAE Brasil de AeroDesign, which had its carrying capacity measured in flight tests.

KEY WORDS: Aircraft, AeroDesign, Total load, Takeoff.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Forças Aerodinâmica (A), Sustentação (L) e Arrasto (D).....	15
Figura 2 - Perfil aerodinâmico e suas características.	16
Figura 3 - Variação do Coeficiente de Sustentação com o Número de Mach.	18
Figura 4 - Forma do escoamento para diversos ângulos e ponto de estol.	18
Figura 5 - Coeficiente de sustentação do perfil em função do ângulo de ataque.	19
Figura 6 - Eficiência de afilamento	22
Figura 7 - Asa de aeronave comercial utilizando <i>endplate</i>	26
Figura 8 - Curva polar de arrasto.	26
Figura 9 - Tração disponível de hélices em função da velocidade.	27
Figura 10 – Fluxograma.	30
Figura 11 - Forças atuantes na aeronave AeroDesign.....	31
Figura 12 - Diagrama de corpo livre das forças atuantes.....	31
Figura 13 - AeroDesign Acceptor 2015	36
Figura 14 – Velocidade final de decolagem através da análise de cargas e esforços em função da carga transportada.....	43
Figura 15 - Velocidade de decolagem FAR part 23 em função da carga transportada	43
Figura 16 - Velocidade de estol em função da carga transportada	44
Figura 17 - Velocidade de decolagem em função da carga transportada.	44
Figura 18 - Cargas máximas calculada e real	46

LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIações

Re	Número de Reynolds
V	Velocidade relativa entre o fluido escoando e a asa
ρ	Densidade do ar
c	Corda
μ	Viscosidade cinemática do ar ou coeficiente de atrito ao rolamento
M	Número de Mach
V_{som}	Velocidade do som no meio
c_l	Coeficiente de sustentação do perfil
α	Ângulo de ataque
a_0	Coeficiente angular da curva $c_l \times \alpha$ do perfil
P_e	Pressão estática
P_d	Pressão dinâmica
L	Força de Sustentação
S	Área de asa
C_L	Coeficiente de sustentação da aeronave
a	Coeficiente angular da curva $C_L \times \alpha$ da asa
e	Fator de eficiência de envergadura
AR	Alongamento
b	Envergadura
δ	Fator de arrasto induzido
e_0	Eficiência de Oswald

C_{Lmax}	Coeficiente de sustentação máximo para a asa
$c_{lmaxperfil}$	Coeficiente de sustentação máximo para o perfil
$C_{Lprofundor}$	Coeficiente de sustentação para o profundor
$S_{profundor}$	Área do profundor
D	Força de arrasto
C_D	Coeficiente de arrasto
C_{Di}	Coeficiente de arrasto induzido da aeronave
C_{D0}	Coeficiente de arrasto parasita da aeronave
C_{FLam}	Coeficiente de fricção para escoamento laminar
C_{FTurb}	Coeficiente de fricção para escoamento turbulento
S_{mol}	Área molhada
T	Tração fornecida pelo grupo motopropulsor
A	Coeficiente de segunda ordem do motor
B	Coeficiente independente do motor
\bar{T}	Tração média
W	Força peso
F_{at}	Força de atrito
F_N	Força normal
s_0	Distância de pista
v_f	Velocidade de final de decolagem
v_{estol}	Velocidade de estol
v_{decol}	Velocidade de decolagem

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	13
1.1. Objetivo geral	13
1.2. Objetivos Específicos	14
1.3. Justificativa	14
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	15
2.1. Forças Aerodinâmicas	15
2.2. Tração disponível do grupo motopropulsor	27
2.3. Força peso e Atrito	28
3. METODOLOGIA	30
3.1. Análise de forças atuantes	31
3.2. Determinação das velocidades final e de decolagem da aeronave	35
3.3. Determinação da capacidade de carga máxima	35
3.4. Aplicação à aeronave Acceptor 2015	36
3.4.1. Dados iniciais	36
3.4.2. Aerodinâmica – Acceptor 2015	37
3.4.3. Desempenho	39
4. RESULTADOS	41
4.1. Determinação da Capacidade de Carga máxima	41
4.2. Aplicação à aeronave Acceptor 2015	42
5. CONCLUSÕES	47
REFERÊNCIAS	49

1. INTRODUÇÃO

O projeto SAE AeroDesign é um desafio proposto aos estudantes de engenharia que tem como principal objetivo proporcionar o conhecimento e a aplicação de técnicas de engenharia aeronáutica. Dentro do projeto e de seu regulamento são propostas restrições e problemas a serem resolvidos em áreas de desenvolvimento de projetos aeronáuticos, construção e testes.

O regulamento também propõe bonificações para situações em que as equipes obtenham êxito durante a competição SAE BRASIL AeroDesign, sejam elas relacionadas a dimensões e peso da aeronave, bem como características de voo que o AeroDesign execute. Distâncias máximas para voo e pouso são uma destas bonificações, assim se fazendo necessário estudo e projeto para que este requisito seja atendido.

A partir da análise de forças atuantes na aeronave nos momentos que precedem o voo, através de projeto aerodinâmico, análise do grupo moto-propulsor e das forças aplicadas por elementos externos, como a força peso e o atrito é possível estimar a carga máxima que a aeronave é capaz de carregar através da obtenção de uma equação que envolva tais parâmetros e a distância necessária para decolagem.

1.1. Objetivo geral

O objetivo geral deste trabalho é descrever o desempenho, durante a decolagem, de uma aeronave cargueira monomotora e que possa ser aplicado a uma aeronave AeroDesign com dimensões e configurações conhecidas, tornando possível a obtenção da capacidade de carga máxima. Sendo necessários os seguintes parâmetros para a análise: velocidade inicial, distância de pista percorrida, peso, atrito, características aerodinâmicas, potência motopropulsora e suas perdas de rendimento com o aumento da velocidade e peso.

1.2. Objetivos Específicos

Este trabalho tem como objetivos específicos:

- Determinação das forças aerodinâmicas em uma aeronave AeroDesign através da análise de geometrias, configurações e dimensões das superfícies;
- Determinação dos coeficientes da curva de tração real do conjunto motopropulsor utilizado na aeronave Acceptor 2015;
- Determinação do coeficiente de atrito dinâmico real da aeronave Acceptor;
- Determinação da carga máxima a ser transportada;
- Análise comparativa com o valor de carga máxima obtido experimentalmente.

1.3. Justificativa

O conhecimento do comportamento da aeronave durante os momentos que precedem o voo se faz necessário, pois através dos dados de forças atuantes e de suas análises, é possível informar se o voo em determinada distância com a aeronave transportando determinada carga é possível ou não, assim otimizando tentativas e voos válidos. Através dessas informações também se torna possível estimar o limite mínimo de pista para decolagem, assim garantindo que o voo seja realizado de forma ideal dentro dos parâmetros estabelecidos, extraindo do projeto seu desempenho ótimo.

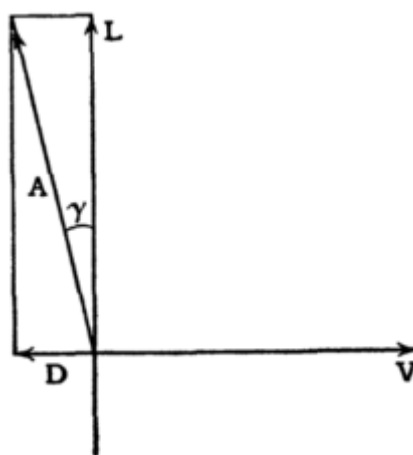
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo é realizada uma breve revisão dos conhecimentos mais relevantes para o entendimento desse trabalho.

2.1. Forças Aerodinâmicas

A aerodinâmica pode ser definida como o estudo do movimento dos fluidos e das forças que estes exercem sobre corpos sólidos neles imersos. Esse estudo era basicamente desprezado até o surgimento e aprimoramento dos automóveis e dos aviões, quando fatores como velocidade, tempo e economia de combustível passaram a receber uma atenção maior. As forças aerodinâmicas, apresentadas na Fig. 1, se dividem em força de sustentação e força de arrasto, duas das principais forças a serem estudadas no projeto aeronáutico. Segundo Milne-Thomson (1958), a força de sustentação é definida como a componente da força aerodinâmica perpendicular à direção do movimento, e a força de arrasto como a componente da força aerodinâmica oposta ao sentido do movimento.

Figura 1 - Forças Aerodinâmica (A), Sustentação (L) e Arrasto (D).



Fonte: Milne-Thomson, 1966.

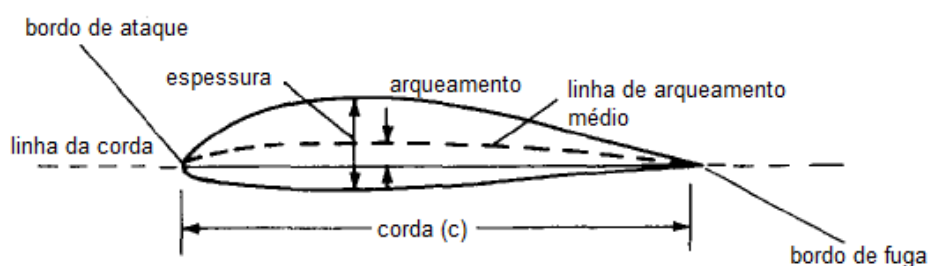
A fim de se obter a partir do escoamento de um fluido uma força aerodinâmica conhecida, são utilizados perfis aerodinâmicos para compor superfícies aerodinâmicas, como asas e aerofólios. Todo perfil possui características aerodinâmicas próprias e as principais características aerodinâmicas de um perfil

são o coeficiente de sustentação, o coeficiente de arrasto, o coeficiente de momento, a posição do centro aerodinâmico e a sua eficiência aerodinâmica (RODRIGUES, 2014).

2.1.1. Perfis Aerodinâmicos

Os perfis aerodinâmicos são elementos bidimensionais, os quais dão forma às superfícies sustentadoras. Progressos recentes na técnica de testes com modelos e nas capacidades computacionais tornaram possível projetar aerofólios com seções (perfis) que desenvolvem elevada sustentação ao mesmo tempo em que mantém o arrasto muito baixo, quando submetidos a um baixo valor de Reynolds, são os chamados *high lift low Reynolds number airfoils* (RIBEIRO, 2002). A Fig. 2 demonstra um perfil aerodinâmico e suas características físicas.

Figura 2 - Perfil aerodinâmico e suas características.



Fonte: Anderson, 1999.

Segundo Raymer (1999), perfis com arqueamento positivo possuem coeficiente de sustentação positivo a zero grau, atingindo maiores valores de coeficiente de sustentação. Partindo dessa premissa, é mais comum que se utilize em aeronaves perfis com arqueamento positivo.

Outros fatores que exercem influência sobre a sustentação, mais comumente em aeronaves AeroDesign, são os materiais utilizados para construção (materiais leves) e o processo construtivo. Devido à pressão do ar e às características do revestimento da asa, o contorno do perfil de alta sustentação é modificado, assim como suas propriedades aerodinâmicas. As variações percebidas são da grandeza de 2%, ainda viabilizando o processo construtivo de asa nervurada em favor da leveza estrutural (HORN, 2008).

Perfis possuem coeficientes de sustentação c_l e coeficientes de arrasto c_d atrelados à suas características geométricas e que segundo Anderson (1999), variam com o ângulo formado entre a corda e o vento relativo (ângulo de ataque α), e com características do escoamento do fluido ao seu redor, como *Número de Reynolds* Re (Equação 1), que é a relação entre o termo inercial e o termo da força viscosa do escoamento, e *Número de Mach* M (Equação 2), que é a relação entre a velocidade do corpo e a velocidade do som no meio.

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad \text{Eq.(1)}$$

Onde:

V = velocidade relativa entre o fluido escoando e a asa

ρ = densidade do ar

c = corda

μ = viscosidade dinâmica do ar.

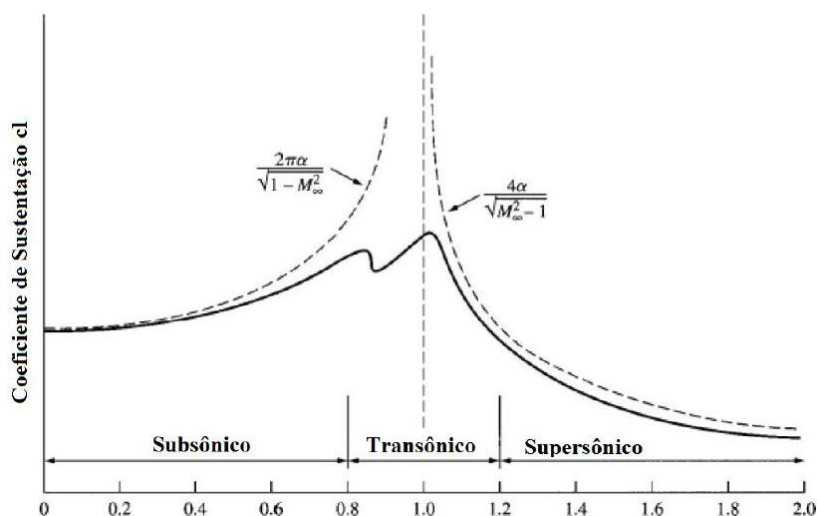
$$M = \frac{V}{V_{som}} \quad \text{Eq.(2)}$$

Onde:

V_{som} = velocidade do som no meio.

Segundo Anderson (1999), O número de Mach só exercerá influência sobre o coeficiente de sustentação a partir de valor $M = 0,8$ (regimes transônico e supersônico), o que não se aplica às aeronaves cargueiras de forma geral, e as aeronaves AeroDesign. Este comportamento é descrito na Fig. 3 para todos os tipos de regime.

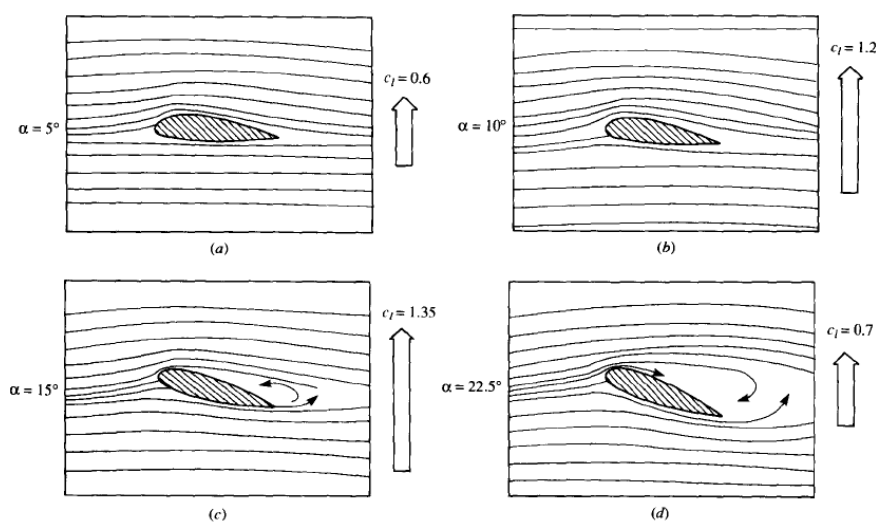
Figura 3 - Variação do Coeficiente de Sustentação com o Número de Mach.



Fonte: Anderson, 1999.

O coeficiente de sustentação aumenta proporcionalmente ao ângulo de ataque até um ângulo de ataque crítico, que segundo Rodrigues (2011) é aproximadamente 15° . A partir desse ponto, chamado ponto de estol, o valor de c_l diminui com quaisquer acréscimos de ângulo de ataque. O motivo para a existência de tal ponto é a transformação no tipo de força de arrasto, onde esta faz com que os valores de força de sustentação diminuam com o aumento do ângulo de ataque. Os tipos de força de arrasto serão descritos mais adiante. A Fig. 4 apresenta tal fenômeno.

Figura 4 - Forma do escoamento para diversos ângulos e ponto de estol.



Fonte: Anderson, 1999.

Através da relação entre ângulos de ataque e seus respectivos coeficientes de sustentação, em região de comportamento linear, pode-se definir o coeficiente angular da curva c_l versus α do perfil. Esta relação é apresentada pela equação 3.

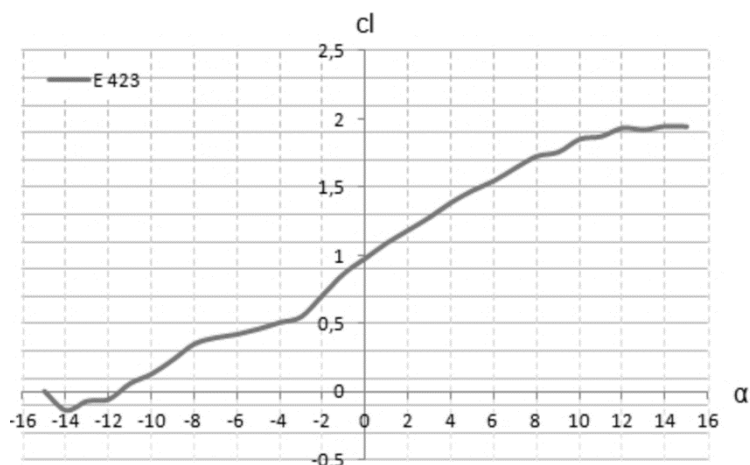
$$a_0 = \frac{c_{l2} - c_{l1}}{\alpha_2 - \alpha_1} \quad \text{Eq.(3)}$$

Onde:

a_0 = coeficiente angular

A Fig. 5 mostra a relação c_l em função de α para o perfil de alta sustentação Epler 423.

Figura 5 - Coeficiente de sustentação do perfil em função do ângulo de ataque.



Fonte: Autoria Própria.

2.1.2. Sustentação

Segundo Çengel e Cimbala (2007), as componentes de pressão e forças de cisalhamento na parede do corpo na direção normal ao escoamento tendem a mover o corpo nessa mesma direção e sua soma é definida sustentação. Um dos princípios que regem a força de sustentação é o enunciado por Daniel Bernoulli (1700-1782), onde a diferença de pressão em diferentes pontos do corpo submetido ao escoamento gera a força de sustentação. A equação 4 é conhecida como equação de Bernoulli, publicada de uma forma equivalente em sua obra “*Hydrodynamics*” (MUNSON, 2004). Aplicando-se a uma asa, se houver um ângulo entre a asa (ou aerofólio) e a direção do vento, na parte superior da asa a velocidade do ar será

maior que na parte inferior. Logo, a pressão estática P_e na parte superior será menor que na parte inferior, gerando uma força de sustentação de baixo para cima. A equação 4 demonstra este comportamento.

$$P_e + Pd = cte \quad \text{Eq.(4)}$$

Onde:

Pd = Pressão dinâmica

Assim, a equação 4 pode ser reescrita na forma apresentada na equação 5.

$$P_e + \frac{1}{2}\rho V^2 = cte \quad \text{Eq.(5)}$$

A força de sustentação pode ser calculada através da equação 6, originada pela ação da pressão dinâmica sobre as dimensões e forma da asa.

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_L \quad \text{Eq.(6)}$$

Onde:

L = sustentação

S = Área de asa

C_L = coeficiente de sustentação total da aeronave.

O coeficiente de sustentação total da aeronave é calculado através da soma das contribuições de sustentação de cada elemento de sustentação da aeronave. Os principais elementos que fornecem essa sustentação são a asa e o profundor.

O cálculo do coeficiente de sustentação C_L é feito a partir de fatores relacionados ao perfil aerodinâmico selecionado, dimensões e configuração da asa e ângulos de ataque para sustentação. A fórmula para o cálculo do C_L é dada pela equação 7.

$$C_L = a(\alpha - \alpha_{cl=0}) \quad \text{Eq.(7)}$$

Onde:

a = coeficiente angular da curva da asa

$\alpha_{cl=0}$ = ângulo de ataque para sustentação nula

O cálculo do coeficiente angular da curva da asa é baseado na teoria da linha sustentadora de Prandtl e a forma de estimá-lo varia de acordo com o alongamento da asa, que é a relação entre a corda e a envergadura da asa. As equações 8 e 9 mostram as formas de se obter este coeficiente para diferentes alongamentos.

Para asas com alto alongamento ($AR > 4$):

$$a = \frac{a_0}{\left[1 + \left(\frac{a_0}{\pi e AR}\right)\right]} \quad \text{Eq.(8)}$$

Onde:

e = fator de eficiência de envergadura da asa

AR = alongamento ou razão de aspecto (relação entre alongamento e corda da asa)

Para asas com baixo alongamento ($AR < 4$):

$$a = \frac{a_0}{\left[1 + \left(\frac{a_0}{\pi AR}\right)^2 + \frac{a_0}{\pi AR}\right]} \quad \text{Eq.(9)}$$

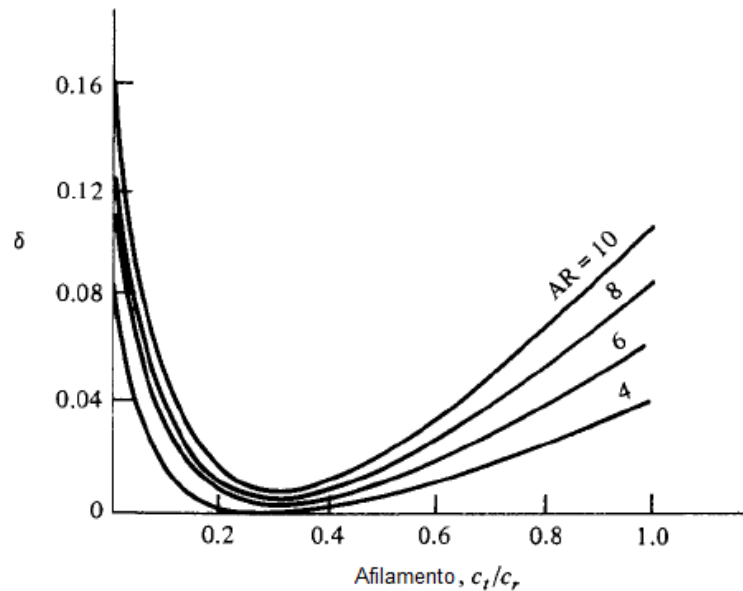
O fator de eficiência de envergadura da asa representa um parâmetro dependente do modelo geométrico da asa e segundo Rodrigues (2011), é muito influenciado pelo alongamento e pela relação de afilamento de asa. A equação 10 permite uma estimativa do fator e .

$$e = \frac{1}{(1 + \delta)} \quad \text{Eq.(10)}$$

O parâmetro δ que aparece na equação é denominado fator de arrasto induzido, e este é função do alongamento da asa e do fator de afilamento, que é

relação entre a corda de raiz e a corda da ponta da asa. O gráfico apresentado na Fig. 6 mostra a variação do fator δ em função destes fatores.

Figura 6 - Eficiência de afilamento



Fonte: Rodrigues, 2011.

Segundo Rodrigues (2011) o valor de máximo coeficiente de sustentação pode ser aproximado a partir da relação entre os coeficientes angular das curvas da asa e do perfil aerodinâmico e do coeficiente de sustentação máximo característico do perfil aerodinâmico, apresentada na equação 11.

$$C_{Lmax} = \frac{a}{a_0} c_{lmaxperfil} \quad \text{Eq.(11)}$$

O cálculo do C_L para o profundor é realizado da mesma forma que para a asa, considerando este uma “asa pequena”, porém é adicionado a este um fator de correção que corresponde à relação entre área do profundor e área de asa. A contribuição do profundor no cálculo do C_L total da aeronave é dada de forma negativa para aeronaves com centro aerodinâmico localizado atrás do centro de gravidade da aeronave, característica comum a aeronaves cargueiras. Assim, o coeficiente de sustentação total da aeronave é dado pela equação 12.

$$C_L = C_{Lasa} - C_{Lprofundor} \frac{S_{profundor}}{S} \quad \text{Eq.(12)}$$

2.1.3. Arrasto

A força de arrasto pode ser definida como a força total exercida por um fluido sobre um corpo que se desloca através deste. Segundo Rodrigues (2011), existem apenas duas fontes de geração dessas forças aerodinâmicas: a distribuição de pressão e as tensões de cisalhamento que atuam ao longo da superfície da aeronave.

Assim, de acordo com suas respectivas fontes geradoras, existem apenas dois tipos característicos de arrasto: o arrasto de pressão que ocorre devido às diferenças de pressões existentes sobre a superfície da aeronave e o arrasto de atrito, que é proveniente das tensões de cisalhamento que atuam sobre a superfície da aeronave, sendo qualquer outro tipo de arrasto proveniente de uma dessas duas formas.

A seguir serão apresentados os principais tipos de força de arrasto, bem como suas definições, com a finalidade de entender melhor os dois principais tipos de arrasto abordados no meio aeronáutico: o arrasto induzido e o arrasto parasita.

- Arrasto induzido: 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.
- Arrasto parasita: Representa a parcela do arrasto total associada com o atrito viscoso e o arrasto de pressão provenientes da separação do escoamento ao redor de toda a superfície do avião.

A força total de arrasto é obtida pela equação 13, que se assemelha a utilizada para cálculo da força de sustentação:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad \text{Eq.(13)}$$

Onde:

D = Força de sustentação

C_D = Coeficiente de arrasto total da aeronave

O coeficiente total de arrasto da aeronave, apresentado na equação 14, é calculado a partir da soma dos arrastos induzidos C_{Di} dos componentes da aeronave que apresentam sustentação considerável (asa, profundor) e do arrasto parasita C_{D0} .

$$C_D = C_{Di} + C_{D0} \quad \text{Eq.(14)}$$

A melhor forma de se obter o valor do coeficiente de arrasto parasita C_{D0} ainda é através de experimentos utilizando túneis de vento, uma vez que sua análise de forma analítica não apresenta resultados exatos. Porém, é necessário estabelecer uma referência para este valor, servindo como dados de estimativas. Segundo Anderson (1999) 40% do arrasto parasita ocorre devido ao escoamento laminar e 60% devido ao escoamento turbulento. Desta forma, C_{D0} pode ser calculado através da equação 15.

$$C_{D0} = (0,4C_{FLam} + 0,6C_{FTurb}) \frac{S_{mol}}{S} \quad \text{Eq.(15)}$$

Onde:

C_{FLam} = Coeficiente de fricção para escoamento laminar

C_{FTurb} = Coeficiente de fricção para escoamento turbulento

S_{mol} = Área molhada

A área molhada corresponde à soma das áreas de todos os componentes da aeronave que estão em contato com o escoamento. Os coeficientes de fricção podem ser determinados através das fórmulas das equações 16 e 17.

$$C_{FLam} = \frac{1,328}{Re^{0,5}} \quad \text{Eq.(16)}$$

$$C_{FTurb} = \frac{0,455}{[\log(Re)]^{2,58} (1 + 0,144M)^{0,65}} \quad \text{Eq.(17)}$$

Raymer (1999) define que para aeronaves pequenas e monomotoras (como é o caso das aeronaves aerodesign) os coeficientes de fricção para regimes laminar e turbulento multiplicados por suas respectivas porcentagens, equivalem a constante

de aproximadamente 0,0055. Assim, a equação do coeficiente de arrasto parasita se resume a enunciada pela equação 18.

$$C_{D0} = 0,0055 \frac{S_{mol}}{S} \quad \text{Eq.(18)}$$

O coeficiente de arrasto induzido C_{Di} é dependente da geração de sustentação. Assim, são calculados estes coeficientes para as superfícies que proporcionam sustentação considerável à aeronave isoladamente e somados posteriormente. O cálculo é apresentado na equação 19.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e_0 AR} \quad \text{Eq.(19)}$$

O valor de fator de eficiência de envergadura utilizado para o cálculo do coeficiente angular da curva de sustentação da asa é utilizado para a determinação de outro fator de eficiência, chamado de eficiência de Oswald e_0 sendo este utilizado no dimensionamento dos coeficientes de arrasto induzido (RODRIGUES, 2008).

Muitos autores fornecem expressões para a eficiência de Oswald para o design de aeronaves. Outros apresentam soluções empíricas, oriundas de dados de túnel de vento, ou por amostragem, por um design virtual e utilizando regressões (SCHOLZ, 2012). Uma das formas de se determinar o fator de eficiência de Oswald para asas com baixo alongamento ($2,27 < AR < 4$) que é o caso de superfícies de controle como o profundor, é a expressa por Raymer (1999) na equação 20.

$$e_0 = 1,78 * (1 - 0,045 * AR^{0,68}) - 0,64 \quad \text{Eq.(20)}$$

Para efeitos de proporcionar um menor arrasto, comumente são utilizados *endplates* ou *winglets* nas superfícies sustentadoras, porém, estes resultam em um aumento efetivo no alongamento da asa (GALOPALARATHNAM, 1997). A Fig. 7 mostra esse tipo de dispositivo

Figura 7 - Asa de aeronave comercial utilizando *endplate*.

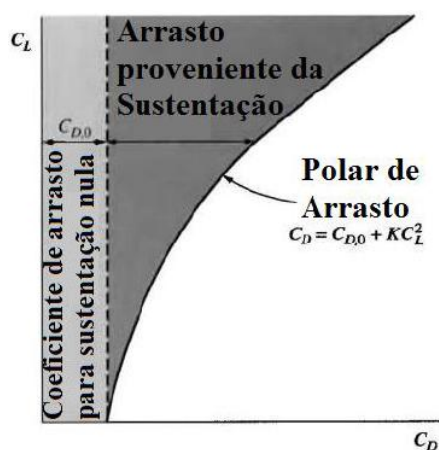
Fonte: Spinoff NASA Technologies Benefit Society, 2010.

Assim, uma vez obtido o resultado de C_D sendo analisados todos os fatores que influenciam sobre este é estimada a curva polar de arrasto. O desempenho aerodinâmico de uma aeronave depende fundamentalmente de sua polar de Arrasto. Por exemplo, para aeronaves leves de propulsão a hélice convencionais, a sua velocidade de máximo desempenho aerodinâmico (menor consumo de combustível por distância voada) é aquela para a qual a polar de arrasto indica mínima razão C_D/C_L (PINTO, 1999). A equação 21 trata-se do coeficiente total de arrasto C_D .

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e_0 AR} \quad \text{Eq.(21)}$$

É comum encontrar na literatura autores denominando o termo $\frac{1}{\pi e AR}$ como uma constante K . A Fig. 8 apresenta o gráfico da curva polar de arrasto.

Figura 8 - Curva polar de arrasto.



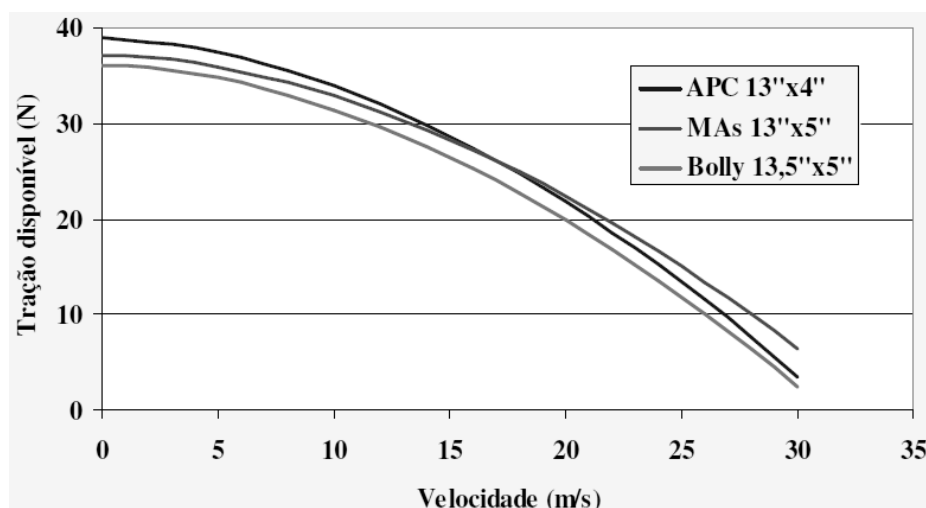
Fonte: Anderson, 1999.

2.2. Tração disponível do grupo motopropulsor

O grupo motopropulsor de uma aeronave leve monomotora é composto basicamente pelo conjunto motor e hélice. Comumente, os motores utilizados em projetos aeronáuticos são motores a pistão e a potência deste varia com o número e o volume dos cilindros, com a rotação do motor e com a densidade do ar. A potência do motor é convertida em tração pela hélice acoplada em seu eixo. De acordo com o Manual de Instruções do motor MAX-55AX da *O.S. Engine* a escolha de uma hélice depende do desenho e peso da aeronave e do tipo de voo a ser realizado, sendo definida depois de experimentação prática.

A tração disponível representa o quanto de empuxo a hélice é capaz de fornecer à aeronave (RODRIGUES, 2010) e esta varia com a velocidade da aeronave. A Fig. 9 apresenta a tração disponível de algumas hélices em função da velocidade.

Figura 9 - Tração disponível de hélices em função da velocidade.



Fonte: Rodrigues, 2014.

Segundo Brandt (2011), há melhoria de desempenho aerodinâmico com o aumento da velocidade da hélice operando com números de Reynolds baixos baseada na corda da hélice (50000 – 100000).

As hélices podem ter configurações com duas, três ou mais pás, variando também seu passo e seu diâmetro. Para um determinado diâmetro e área total da lâmina fornecida, para características de escoamento constantes, a hélice com

maior número de pás irá absorver e desenvolver a mais alta eficiência (LESLEY, 1939).

A curva de tração disponível é descrita pela equação 22, como função de segundo grau da velocidade, onde a densidade do ar exerce influência de forma proporcional.

$$T = (AV^2 + B) \frac{\rho}{\rho_0} \quad \text{Eq.(22)}$$

2.3. Força peso e Atrito

O peso de um corpo é a força de atração gravitacional exercida pela Terra sobre o corpo (YOUNG E FREEDMAN, 2008). Essa força é exercida não somente sobre os objetos localizados próximo à sua superfície, mas atuando também a distâncias relativamente longas, como é o caso de aeronaves. A equação 23 demonstra como essa força bastante conhecida se desenvolve.

$$W = mg \quad \text{Eq.(23)}$$

Onde:

W = peso (N)

m = massa (kg)

g = aceleração gravitacional (m/s²)

No estudo e projeto aeronáutico de aeronaves cargueiras, são de fundamental importância o projeto do trem de pouso e a determinação do atrito envolvido no trem de pouso, pois este influencia diretamente em situações extremas de voo como distâncias para decolagem e pouso, velocidade de decolagem, potência requerida pelo motor. A deformação do trem pouso durante a corrida de decolagem tem grande influência sobre a eficiência aerodinâmica do projeto. Grandes deflexões podem acarretar em perdas na eficiência aerodinâmica e assim aumentar a distância de decolagem do avião, devido a um aumento do arrasto gerado pela asa (ASSUMPÇÃO, 2010).

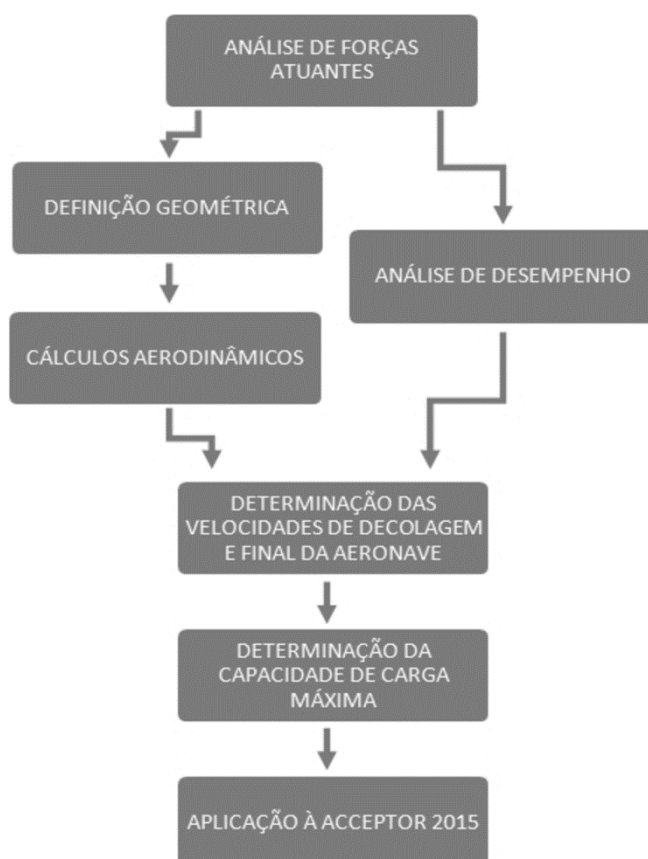
A força de atrito ao rolamento surge devido ao fato de que nem o corpo nem a superfície são perfeitamente rígidos (PELLEGRINI, 2015). Para a determinação da força de atrito atuante no trem de pouso, se faz necessária a determinação do coeficiente de atrito ao rolamento, e as forças que compõem a força normal (força peso e sustentação) e como elas se desenvolvem à medida que a aeronave se desloca. A equação 24 apresenta a forma de se obter a força de atrito.

$$F_{at} = \mu F_N \quad \text{Eq.(24)}$$

3. METODOLOGIA

A metodologia utilizada para desenvolvimento deste trabalho se deu conforme o fluxograma apresentado na Fig. 10.

Figura 10 – Fluxograma.

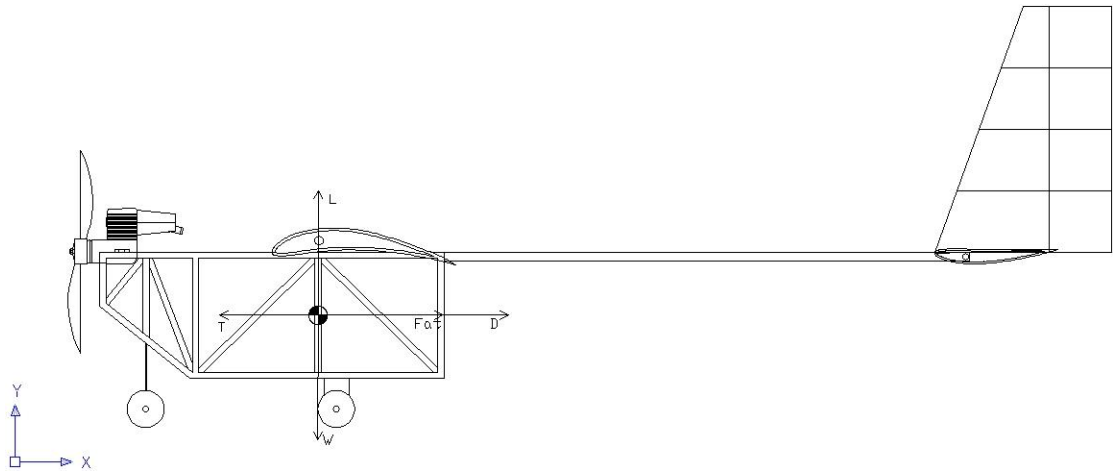


Fonte: Autoria própria.

3.1. Análise de forças atuantes

Foram analisadas as forças que atuam sobre a aeronave no momento exato que precede a decolagem. A Fig. 11 a seguir mostra as forças atuantes.

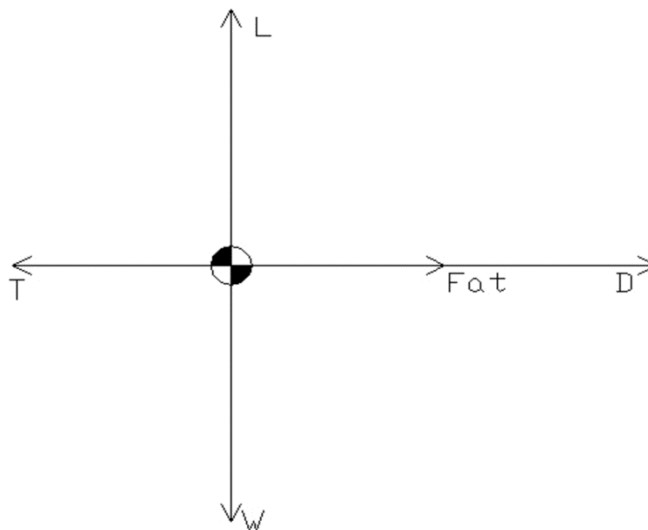
Figura 11 - Forças atuantes na aeronave AeroDesign



Fonte: Equipe Acceptor, 2015.

Fazendo-se a consideração de que a aeronave é um ponto material, foi feito o diagrama de corpo livre, onde estão dispostas as forças de Sustentação (L), Arrasto (D), Tração do motor (T), Peso (W), Força normal (F_N) e Força de atrito (F_{at}).

Figura 12 - Diagrama de corpo livre das forças atuantes



Fonte: Equipe Acceptor, 2015.

Aplicando a Segunda Lei de Newton e determinando as equações do movimento para as forças nos sentidos horizontal e vertical e fazendo-se a consideração que a aeronave não sofre deslocamento no sentido vertical, são obtidas as seguintes equações:

$$\uparrow +\Sigma F_y = 0 \quad \text{Eq.(25)}$$

$$L + F_N - W = 0 \quad \text{Eq.(26)}$$

$$F_N = W - L \quad \text{Eq.(27)}$$

Onde

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \quad \text{Eq.(28)}$$

Assim,

$$F_N = W - \left(\frac{1}{2}\rho V^2 S C_L\right) \quad \text{Eq.(29)}$$

$$\rightarrow +\Sigma F_x = ma \quad \text{Eq.(30)}$$

$$T - D - F_{at} = ma \quad \text{Eq.(31)}$$

Onde

$$T = (AV^2 + B) \frac{\rho}{\rho_0} \quad \text{Eq.(32)}$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \quad \text{Eq.(33)}$$

Assim,

$$Fat = \mu F_N = \mu \left[W - \left(\frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \right) \right] \quad \text{Eq.(34)}$$

Substituindo no somatório de forças no eixo horizontal, e colocando a velocidade V em evidência, temos o resultado expresso pela equação 35.

$$ma = \left\{ \left(A \frac{\rho}{\rho_0} \right) + \left[\frac{1}{2} \rho S (\mu C_L - C_D) \right] \right\} V^2 + \left(B \frac{\rho}{\rho_0} \right) - (\mu W) \quad \text{Eq.(35)}$$

Por definição, a aceleração de uma partícula é igual a taxa de variação de sua velocidade. Utilizando o conceito de Derivadas Materiais proposto por Munsen (2002) para análise de parâmetros de escoamento e aceleração, a aceleração pode ser descrita como:

$$a = \frac{dV}{dt} \quad \text{Eq.(36)}$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{\delta V}{\delta t} + \frac{\delta V}{\delta x} \frac{dx}{dt} + \frac{\delta V}{\delta y} \frac{dy}{dt} + \frac{\delta V}{\delta z} \frac{dz}{dt} \quad \text{Eq.(37)}$$

Considerando o escoamento unidimensional e em regime permanente, pode-se reescrever esta sentença na forma da equação 38.

$$a = \frac{\delta V}{\delta x} \frac{dx}{dt} \quad \text{Eq.(38)}$$

Substituindo o parâmetro de coordenadas x pelo parâmetro de distância de pista s e considerando a variação infinitesimal da velocidade em função da posição como taxa, conclui-se que a aceleração pode ser escrita na forma da equação 39:

$$a = V \frac{dV}{ds} \quad \text{Eq.(39)}$$

A aceleração apresentada é denominada aceleração convectiva. Substituindo este parâmetro na equação 35, temos:

$$mV \frac{dV}{ds} = \left\{ \left(A \frac{\rho}{\rho_0} \right) + \left[\frac{1}{2} \rho S (\mu C_L - C_D) \right] \right\} V^2 + \left(B \frac{\rho}{\rho_0} \right) - (\mu W) \quad \text{Eq.(40)}$$

$$m \frac{dV}{ds} = \left\{ \left(A \frac{\rho}{\rho_0} \right) + \left[\frac{1}{2} \rho S (\mu C_L - C_D) \right] \right\} V + \left[\left(B \frac{\rho}{\rho_0} \right) - (\mu W) \right] V^{-1} \quad \text{Eq.(41)}$$

Para fins de simplificação e melhor entendimento, pode-se determinar que:

$$C_1 = \left\{ \left(A \frac{\rho}{\rho_0} \right) + \left[\frac{1}{2} \rho S (\mu C_L - C_D) \right] \right\} \quad \text{Eq.(42)}$$

$$C_2 = \left[\left(B \frac{\rho}{\rho_0} \right) - (\mu W) \right] \quad \text{Eq.(43)}$$

Desta forma, temos que:

$$m \frac{dV}{ds} = C_1 V + C_2 V^{-1} \quad \text{Eq.(44)}$$

O método utilizado para determinar uma solução direta para a equação diferencial acima foi o método de integração por substituição. A solução é apresentada a seguir, pela equação 45.

$$s_0 = \frac{W}{2gC_1} \ln \left| \frac{C_1 V_f^2 + C_2}{C_1 V_0^2 + C_2} \right| \quad \text{Eq.(45)}$$

3.2. Determinação das velocidades final e de decolagem da aeronave

A partir da solução encontrada para determinação da distância para decolagem em função das forças atuantes sobre a aeronave, atribuindo valores de peso da aeronave obtém-se a velocidade final de acordo com as forças exercidas, como demonstra a equação 46.

$$V_f = \sqrt{\frac{[(C_1 v_0^2 + C_2) \exp(\frac{2gC_1 s_0}{W})] - C_2}{C_1}} \quad \text{Eq.(46)}$$

A velocidade de decolagem é determinada seguindo a norma regulamentadora FAR *part 23 section 51 – Takeoffspeds*, estabelecida pela *Federal Aviation Regulations* (FAR's), onde esta estabelece que a velocidade de decolagem deva ser no mínimo 20% maior que a velocidade de estol. Abaixo seguem as equações 47 e 48 das velocidades de estol e decolagem, respectivamente.

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_L S}} \quad \text{Eq.(47)}$$

$$V_{decol} = 1,2 \sqrt{\frac{2W}{\rho C_L S}} \quad \text{Eq.(48)}$$

3.3. Determinação da capacidade de carga máxima

A determinação da capacidade de carga máxima da aeronave é feita a partir da convergência entre os valores de velocidade final da aeronave V_f e a velocidade de decolagem V_{decol} . São atribuídos valores máximos de coeficientes de sustentação C_{Lmax} e arrasto C_{Dmax} para obtenção de valores máximos de C_1 e C_2 . Esta convergência é obtida a partir da variação do parâmetro peso W , onde este terá seu valor de máximo W_{max} quando os valores de V_f e V_{decol} coincidirem. Para a obtenção de um valor em uma unidade mais usual, a carga é dividida por g para ter-se o valor da massa, em Quilogramas. Deste valor é deduzido o valor da massa da aeronave,

uma vez que este não é considerado carga transportada (carga paga) e desta forma, é obtido o valor de carga máxima transportada m da aeronave.

3.4. Aplicação à aeronave Acceptor 2015

O método para determinação de capacidade de carga máxima apresentado foi aplicado a aeronave Acceptor 2015, apresentada na Fig. 13, desenvolvida pela equipe Acceptor Aerodesign para a XVII Competição SAE BRASIL AeroDesign 2015. Utilizou-se dados de voo realizado registrados como resultados da competição.

Figura 13 - AeroDesign Acceptor 2015



Fonte: Sergio Fujiki, 2015.

3.4.1. Dados iniciais

A partir das restrições aplicadas pelo regulamento da XVII Competição SAE BRASIL AeroDesign 2015 foram definidos as dimensões e geometrias aerodinâmicas da aeronave objetivando o melhor desempenho, aliado à facilidade de construção e confiabilidade. Também em relação à confiabilidade, foram definidos valores críticos de densidade do ar, velocidade de estol e Número de Reynolds para início de cálculos aerodinâmicos.

A distância máxima para decolagem determinada pelo regulamento é de 60 metros de pista, utilizando-se de tal valor como um dos parâmetros para obtenção do valor de carga máxima.

3.4.2. Aerodinâmica – Acceptor 2015

O perfil selecionado para a composição da asa foi o *Eppler 423*, visando sua eficiência e facilidade de construção. O perfil *NACA 23012* foi utilizado para compor o profundor. Utilizou-se densidade do ar $\rho = 1,1 \text{ kg/m}^3$, viscosidade cinemática do ar $\mu = 0,000017894 \text{ m}^2/\text{s}$ e velocidade = 12 m/s como parâmetros iniciais (críticos) para determinação do *Número de Reynolds* e assim, obtenção dos c_{lmax} dos perfis (tabela 1) através de simulação numérica realizada no software *XFLR5*.

Tabela 1 - Dados dos perfis utilizados - XFLR5

	N 23012	E423
$\alpha(\text{grau})$	c_l	c_l
-15	-1,23	-0,14
-14	-1,30	-0,07
-13	-1,31	-0,06
-12	-1,30	0,06
-11	-1,24	0,13
-10	-1,17	0,23
-9	-1,08	0,35
-8	-1,00	0,39
-7	-0,90	0,42
-6	-0,82	0,46
-5	-0,73	0,51
-4	-0,64	0,55
-3	-0,55	0,71
-2	-0,46	0,87
-1	-0,32	0,98
0	-0,16	1,09
1	-0,02	1,18
2	0,09	1,28
3	0,21	1,39
4	0,37	1,47
5	0,47	1,55
6	0,57	1,64
7	0,58	1,73
8	0,61	1,76
9	0,61	1,85
10	0,61	1,87
11	0,54	1,93
12	0,54	1,92
13	0,56	1,95
14	0,57	1,94
15	0,59	1,92

Fonte: Autoria própria.

A configuração de asa escolhida foi a retangular. Foram determinados os valores de definições geométricas e inseridos em algoritmo no Scilab®. Os valores são apresentados na tabela 2.

Tabela 2 - Dados iniciais da aeronave

AR_prof	2,7
S_prof (m ²)	0,108
S_asa (m ²)	0,72
AR_asa	8
massa vazio (kg)	4,11
S_mol (m ²)	2,7
cl_maxperfilasa	1,95
delta_asa	0,085
b_totalasa (m)	2,4
ct (m)	0,3
cr (m)	0,3
a0_prof	0,054

Fonte: Autoria própria.

3.4.3. Desempenho

Segundo Gomes (2015), foram analisados estaticamente, com o auxílio do *software Propeller®*, os conjuntos motor-hélice disponíveis à equipe, e constatou-se que o conjunto motopropulsor que proporcionou o maior rendimento foi o composto pelo motor *O.S. Engine 0.55 FX* aliado à hélice *APC 12.25 x 3.75*. Através do comportamento da tração disponível em função da velocidade do motor é possível determinar o coeficiente de segunda ordem A e coeficiente independente B do motor. Na tabela 3 são apresentados os valores obtidos de tração disponível e velocidades.

Tabela 3 - Dados de tração disponível e velocidade da aeronave

N	T (N)	V (m/s)
1	41,3338	0
2	41,3338	2
3	40,5419	4
4	39,4643	6
5	38,1401	8
6	36,6002	10
7	34,8619	12
8	32,9254	14
9	30,7737	16
10	28,3652	18
11	25,6266	20
12	22,4296	22
13	18,556	24
14	13,608	26
15	6,79839	28

Fonte: A autoria própria

As equações 49 e 50 apresentam, respectivamente, as formas de se determinar os coeficientes A e B do grupo motopropulsor, onde a T_{med} apresentada é a média aritmética dos valores de tração.

$$A = \frac{T_{med}\Sigma v^2 - \Sigma(v^2T)}{\frac{(\Sigma v^2)^2}{N} - \Sigma v^4} \quad \text{Eq.(49)}$$

$$B = T_{med} - A \frac{\Sigma v^2}{N} \quad \text{Eq.(50)}$$

O coeficiente de atrito cinético total μ_c da Acceptor 2015 foi determinado a partir de ensaios em plano inclinado de asfalto, utilizando-se dos conceitos de Movimento Uniformemente Variado e da Segunda Lei de Newton.

Utilizando-se medidor de ângulos foram medidos valores de ângulos do plano inclinado de asfalto utilizado, fazendo-se a média aritmética destes valores. Para determinação da aceleração do conjunto trem de pouso–fuselagem foram medidos valores de tempo de deslocamento em uma distância de pista S_p de 2 m pré-estabelecida, fazendo-se a média aritmética destes valores. Abaixo, são apresentados na tabela 4 os valores de ângulos e tempos obtidos nos ensaios, e fórmulas finais apresentadas pelas equações 51 e 52.

Tabela 4 - Valores de ângulos e tempos obtidos em ensaio para obtenção do coeficiente de atrito

Nº	θ (grau)	t (s)
1	9,8	2,53
2	9	2,5
3	8	2,4
4	8,5	2,62
5	10	2,71
6	10	2,71
7	9,7	2,75
8	9,5	2,84
9	8,5	2,65
10	10	2,5
11	9	2,68
12	10	2,68
13	9,5	2,75
14	9	2,71
15	9	2,81

Fonte: Autoria própria.

$$a = \frac{2S_p}{t^2} \quad \text{Eq.(51)}$$

$$\mu_c = \frac{g \sin \theta - a}{g \cos \theta} \quad \text{Eq.(52)}$$

4. RESULTADOS

A seguir serão apresentados os resultados obtidos no desenvolvimento deste trabalho.

4.1. Determinação da Capacidade de Carga máxima

Objetivo geral alvo deste trabalho, a determinação da capacidade de carga útil (paga) máxima de uma aeronave AeroDesign com configurações geométricas pré-estabelecidas, foi obtido através da convergência entre as velocidades de decolagem e velocidade final de corrida de pista, definidas pelas equações 53 e 54, respectivamente.

Se V_{decol} é igual a V_f , onde

$$V_{decol} = 1,2 \sqrt{\frac{2W}{\rho C_L S}} \quad \text{Eq.(53)}$$

e

$$V_f = \sqrt{\frac{[(C_1 v_0^2 + C_2) \exp(\frac{2gC_1 s_0}{W})] - C_2}{C_1}} \quad \text{Eq.(54)}$$

Tem-se que o valor de carga final inserido de forma igual em ambas às equações através do método iterativo equivale à carga máxima total do avião e assim, diminuindo-se o peso da aeronave, é obtido o valor de carga máxima transportada pela aeronave cargueira monomotora.

4.2. Aplicação à aeronave Acceptor 2015

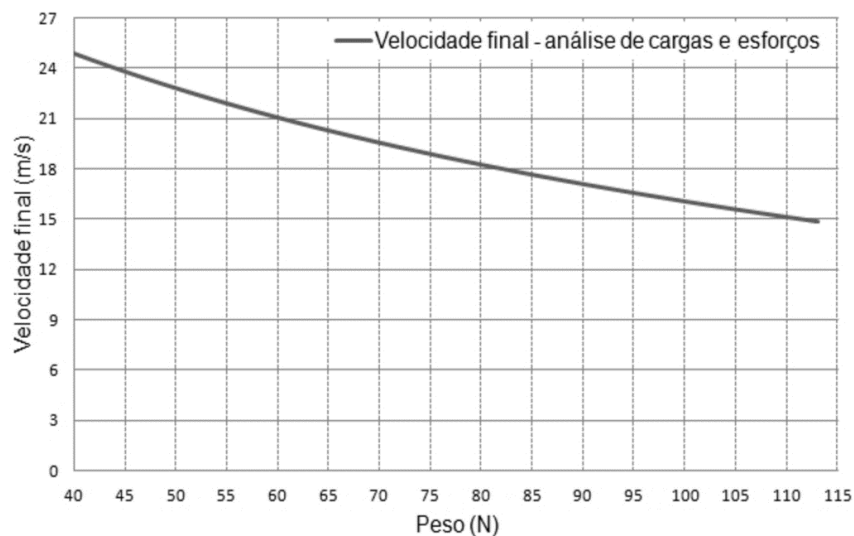
Utilizando-se da bibliografia e métodos de projetos aerodinâmicos apresentados, dados da aeronave obtidos pelo subgrupo de aerodinâmica e com o auxílio dos Softwares SciLab® e *Microsoft Excel*® obteve-se o valor de $C_{Lmax}=1,8463$ para a aeronave. Através do coeficiente de sustentação máximo calculado, foi obtido o coeficiente de arrasto induzido, e somado ao coeficiente de arrasto parasita obteve-se $C_{Dmax}=0,1837$.

A determinação da equação da curva que descreve o comportamento dinâmico do grupo motopropulsor da Acceptor 2015 fora feita pelo subgrupo de desempenho da equipe através do método e *software* citados, buscando resultados de tração reais e fidedignos. Foram obtidos os valores de coeficiente de segunda ordem $A = -0,0413 \text{ kg/m}$ e coeficiente independente $B = 41,2622 \text{ N}$.

O resultado de coeficiente de atrito cinético ao rolamento obtido para o trem de pouso da aeronave Aerodesign Acceptor foi de $\mu_c = 0,1052$. Este valor representa as contribuições de atrito ao rolamento das rodas de poliamida com o asfalto, o atrito entre as rodas de poliamida e os parafusos de fixação utilizados como eixo, e ainda o atrito existente entre os parafusos de fixação (eixos) e bequilha e suporte das rodas traseiras, ambos feitos de alumínio.

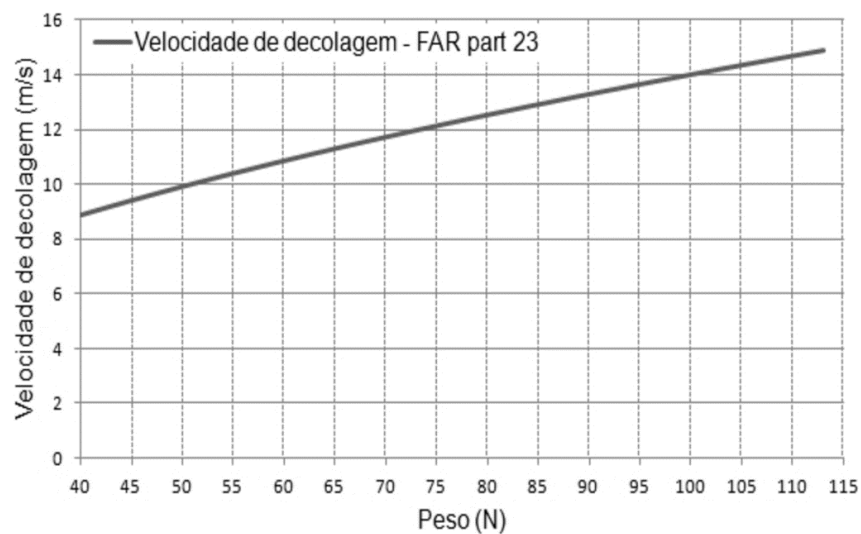
Foram obtidos valores de velocidade final de decolagem calculada através da análise de cargas e esforços, e velocidade de decolagem estabelecida pela norma FAR *part 23 section 51 – Takeoffspeeds*, $v= 14,9096 \text{ m/s}$. As Fig. 14 e 15 demonstram o comportamento destas velocidades em função da carga, até a carga máxima transportada.

Figura 14 – Velocidade final de decolagem através da análise de cargas e esforços em função da carga transportada



Fonte: Autoria própria.

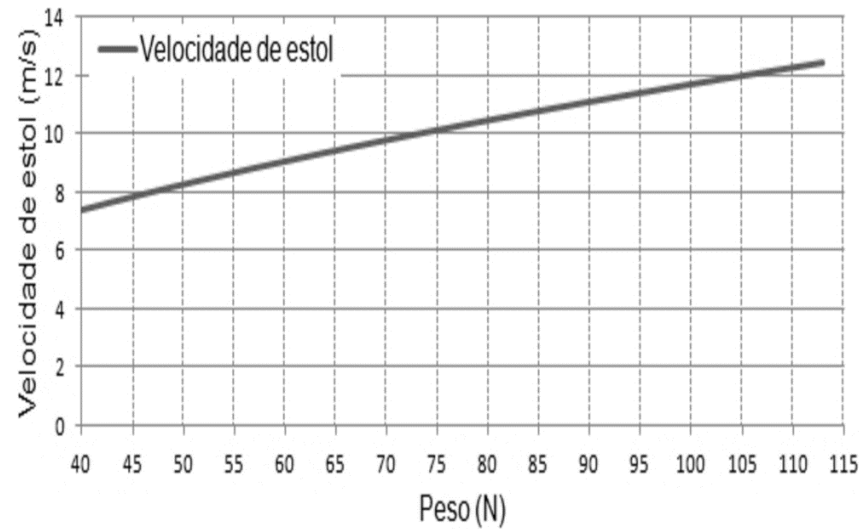
Figura 15 - Velocidade de decolagem FAR part 23 em função da carga transportada



Fonte: Autoria própria

Foi obtida através da Eq. 47 uma velocidade de estol $v_{estol} = 12,4247$ m/s. A Fig. 16 demonstra o comportamento da velocidade de estol com o aumento da carga até o valor de carga máxima.

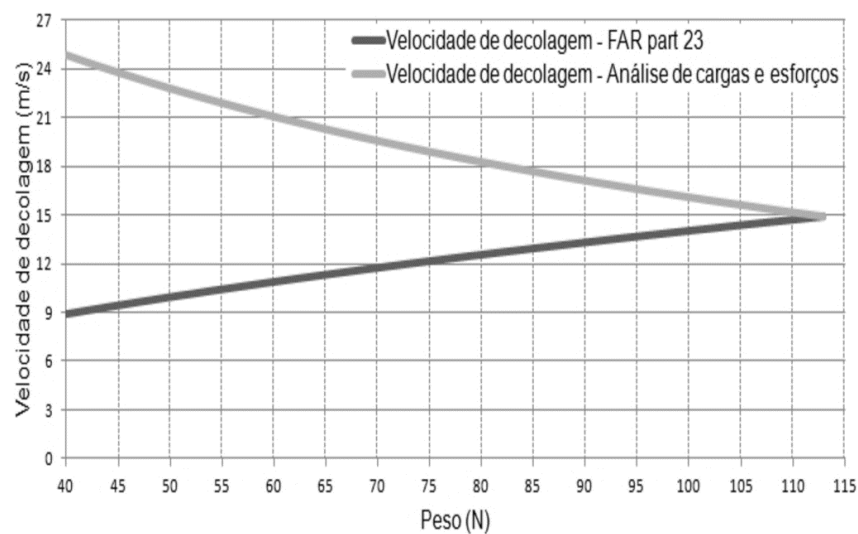
Figura 16 - Velocidade de estol em função da carga transportada



Fonte: Autoria Própria.

O valor de carga máxima encontrado utilizando o critério de convergência para com as velocidades obtidas neste trabalho, e aplicando-as no algoritmo desenvolvido no software SciLab®, fora $W_{max} = 112,88$ N (11,5067 kg). Deduzido o peso da aeronave Acceptor 2015 que é de 40,908 N (4,110 kg), tem-se o valor de carga máxima transportada $m = 7,3966$ kg. A Fig. 17 apresenta o comportamento da velocidade de decolagem em função da carga transportada e o ponto de convergência, onde é definida a carga máxima transportada.

Figura 17 - Velocidade de decolagem em função da carga transportada.



Fonte: Autoria própria.

Os valores obtidos através do algoritmo feito no SciLab® estão dispostos na tabela 5 mostrada abaixo.

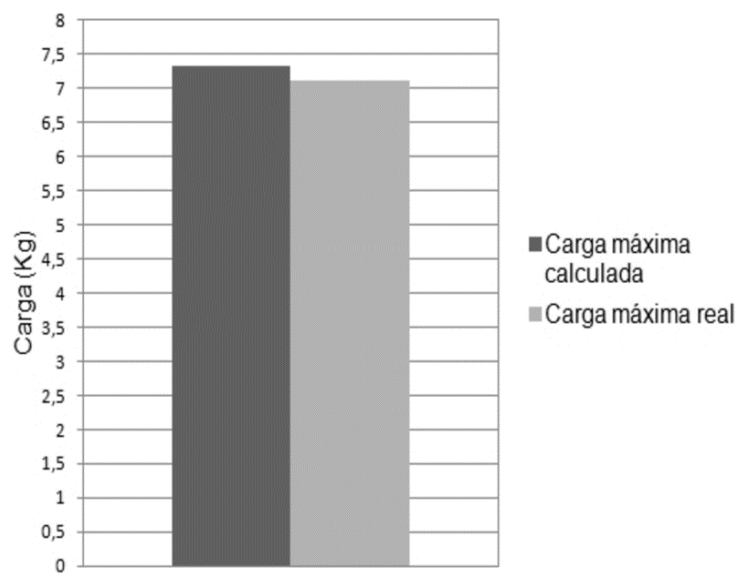
Tabela 5 – Valores obtidos através do método proposto utilizando o algoritmo escrito em SciLab®

W (N)	112,88
massa_paga (m)	7,3966
Vf (m/s)	14,9096
V_decol (m/s)	14,9096
C2 (N)	25,1778
Erro	-0,000358
C1 (kg/m)	-0,0329
CD	0,184
CL_max	1,8463
cl_maxperfilprof	0,61
b_prof (m)	0,54
c_prof (m)	0,2
CDi	0,163
CDi_prof	0,000998
CDi_asa	0,162
CD0	0,0206
CL_maxprof	0,0912
a_prof (1/grau)	0,0538
e0_prof	0,983
CL_maxasa	1,94
e_asa	0,922
a_asa (1/grau)	0,0887
a0_asa (1/grau)	0,089

Fonte: Autoria própria.

O valor de carga máxima transportada pela aeronave Acceptor 2015 na 17ª Competição SAE BRASIL AeroDesign 2015 ocorrida entre 29 de Outubro e 1 de Novembro em São José dos Campos – SP em sua melhor bateria de voo foi de $m = 7,11$ Kg, representando, este valor, 96,12% da carga máxima transportada calculada pelo método apresentado. O voo realizou-se em condições desfavoráveis, com umidade alta e com ausência de vento de pista e os dados deste constam no resultado final da competição disponível no site da SAE Brasil. A Fig. 18 mostra um comparativo entre a carga máxima obtida utilizando o método proposto por este trabalho e a carga máxima real.

Figura 18 - Cargas máximas calculada e real



Fonte: Autoria própria.

5. CONCLUSÕES

O conceito apresentado é uma análise das forças e carregamentos atuantes em uma aeronave cargueira leve monomotora no momento da decolagem, visando a determinação da velocidade de decolagem e comparando-a, através de método iterativo, com a velocidade de decolagem mínima estipulada pela norma regulamentadora FAR *part 23 section 51*, com o objetivo principal de determinar a capacidade de carga paga máxima da aeronave. Para aplicação e teste do método apresentado, este foi aplicado ao AeroDesign Acceptor 2015. O método utilizado cumpriu o que lhe foi proposto, sendo considerado este válido.

Obteve-se a equação de velocidade final de decolagem em função dos parâmetros componentes das forças atuantes e assim tornou-se viável a determinação do parâmetro carga máxima.

Dados do grupo motopropulsor definido foram estimados e utilizados, mostrando-se esses relevantes e confiáveis, apontando resultados esperados.

Foram obtidos dados de atrito ao rolamento da aeronave como um todo. Os dados obtidos foram comparados com dados apresentados em outras bibliografias como forma de validação, e assim foram considerados relevantes.

Os resultados de capacidade de carga máxima fornecidos pelo método utilizado neste trabalho foram comparados com dados de capacidade de carga máxima obtidos em voo realizado durante a competição SAE AeroDesign. Esta comparação demonstra a influência e confiabilidade da aplicação do fator de segurança imposto pela *Federal Aviation Regulations (FAR's)* na velocidade de estol para se obter a velocidade de decolagem.

A diferença entre os valores de capacidade de carga máxima estimada por este trabalho e capacidade de carga máxima obtida em voo pode estar vinculada a perdas de eficiência aerodinâmica devido ao processo construtivo; aos dados experimentais de atrito e tração do motor, uma vez que estes são obtidos de forma empírica; e a fatores que influenciam no voo como densidade e temperatura do ar, e variações na velocidade do vento.

Com a obtenção da carga máxima, são obtidas por consequência as velocidades de decolagem e de estol. As velocidades encontradas com a aplicação da metodologia proposta por este trabalho à aeronave da equipe Acceptor

apresentaram valores dentro dos padrões para uma aeronave AeroDesign e aproximados ao valor estimado em projeto pela equipe.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON, JOHN. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 2ª Ed, McGraw-Hill, Inc. New York 1991.
- ANDERSON, JOHN. D., **Aircraft Performance and Design**, McGraw-Hill, Inc. New York 1999.
- ARAÚJO, A. K. A. **Desenvolvimento de um algoritmo para a definição da geometria de uma aeronave**. Natal, 2014.
- ASSUMPÇÃO, M. E., NACIF, G. L., PANZERA, T. H., CHRISTOFORO, A. L. **Projeto estrutural de um Trem de Pouso para uma Aeronave Rádio-Controlada**. In: Nono Simpósio de Mecânica Computacional, São João Del-Rei, *Anais...* São João Del-Rei, 2010. 8p
- BARROS, C. P., PINTO, R. L. U. F., OLIVEIRA, P. H. I. A. **Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas**. Society of Automotive Engineers, 2000, Belo Horizonte. 14p.
- BRANDT, J. B., SELIG, M. S. **Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers** In: AIAA 49th Aerospace Sciences Meeting, Orlando, *Anais...* Urbana: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. 18p
- ÇENGEL, Y.A.; CIMBALA, J.M. **Mecânica dos Fluidos – Fundamentos e Aplicações**. tradução Katia Aparecida Roque e Mario Moro Fecchio; revisão técnica Fabio Saltara, Jorge Baliño e Karl Peter Burr; consultoria técnica Helena Maria Àvila de Castro; 1ª edição – São Paulo : McGraw-Hill, 2007. 816 p.
- GALOPALARATHNAM, A., SELIG, M. S. **Design of High-Lift Airfoils for Low-Aspect Ratio Wings with Endplates**. In: AIAA 15th Applied Aerodynamic Conference, Atlanta, *Anais...* Urbana: AIAA Paper, 1997. 10p
- GOMES, I. M. **Análise de empuxo estático para seleção do conjunto motopropulsor aplicado ao projeto AeroDesign**. Caraúbas, 2015.

HORN, F. J., SILVA, F. A. A., ROSA, E. **Detecção de alterações das características aerodinâmicas de asas nervuradas devido ao processo construtivo.** In: XVII Congresso e exposição Internacionais da Tecnologia da Mobilidade, São Paulo, *Anais...* São Paulo: SAE Technical Paper Series, 2008. 5p.

LESLEY, E. P. **PROPELLER TEST TO DETERMINE THE EFFECT OF NUMBER OF BLADES AT TOW TYPICAL SOLITIES.** Technical notes National Advisory Committee for Aeronautics, No. 698. Washington, 1939.

MILNE-THOMSON, L. M. **THEORETICAL AERODYNAMICS.** 4ª Ed, Macmillan and Company Limited, 1958.

MUNSON, B. R., YOUNG, D. F., OKIISHI, T. H. **Fundamentos da Mecânica dos Fluidos.** Tradução Eng. Euryale de Jesus Zerbini. 4ª Ed, Edgard Blucher, 2004.

O.S. ENGINE, *MAX-55AX INSTRUCTION MANUAL.* 44p.

NASA, **Winglets save billion of Dollars in Fuel Costs,** NASA Technologies Benefit Society: spinoff, p. 58-59, 2010.

PELLEGRINI, C. C., RODRIGUES, M. S. **Um estudo analítico da dinâmica da decolagem e do pouso de aeronaves com forças dependentes da velocidade.** *Revista Brasileira de Ensino de Física*, Salto – SP, Volume 37, nº 2, 2015, <<http://dx.doi.org/10.1590/S1806-11173721782>> Acesso em 29/04/2016.

PINTO, R. L. U. F., BARROS, C. P., OLIVEIRA, P. H. I. A. **Um Procedimento Alternativo para Cálculo Aerodinâmico de Aeronaves Leves Subsônicas.** In: VII Congresso Internacional de Engenharia da Mobilidade, 1999, São Paulo. *Anais...* 1999. 10p.

RIBEIRO, D. E. **SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE AEROFÓLIOS DE ALTA SUSTENTAÇÃO.** In: IX Congresso Nacional dos Estudantes de Engenharia Mecânica, 2002, Itajubá. *Anais...* Florianópolis, 2002.

RODRIGUES, L. E. M. J. **Método analítico para o traçado da curva polar de arrasto de aeronaves leves subsônicas aplicações para a competição Sae-Aerodesign.** In: Simpósio Internacional de Ciências Integradas da UNAERP Campus Guarujá, Jundiaí, *Anais...* São Paulo, 2008. 13p.

RODRIGUES, L. E. M. J., BARNABE, J. R. S. R. **Metodologia para determinação das Curvas de Tração e Disponível e Requerida para uma Aeronave em Regime de Voo Subsônicos.** *Revista AeroDesign Magazine*, Salto – SP, Volume 2, nº 2, 2010, < <http://www.engbrasil.eng.br/revista/v212010/artigos/artigo6v212010.pdf>> Acesso em 29/04/2016.

RODRIGUES, L. E. M. J., BARNABE, J. R. S. R. **Projeto e desenvolvimento de uma aeronave não tripulada para participação na Competição SAE AeroDesign.** *Revista Exacta*, São Paulo, Volume 4, nº especial, p. 115-117, Nov. 2006.

RODRIGUES, L. E. M. J., DANTAS, L. C. **Configurações e dimensionamento da empenagem.** *Revista AeroDesign Magazine*, Salto – SP, Volume 2, nº 1, 2010, < <http://www.engbrasil.eng.br/revista/v212010/artigos/artigo11v212010.pdf>> Acesso em 26/04/2016.

RODRIGUES, LUIZ EDUARDO MIRANDA. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**, EBook – Taperá AeroDesign, Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, 2009, disponível em <<http://www.engbrasil.eng.br>> Acesso em 28/04/2016.

SCHOLZ, M. N. D. **ESTIMATING THE OSWALD FACTOR FROM BASIC AIRCRAFT GEOMETRICAL PARAMETERS** In: Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress, 2012, Berlin. *Anais...* Hamburg, 2012.

YOUNG, H. D., FREEDMAN, R. A. **FÍSICA I: MECÂNICA**, São Paulo, 12ª Ed, Pearson, 2008.