



SIMULAÇÃO DO DESEMPENHO DE UMA AERONAVE PARA COMPETIÇÃO SAE BRASIL DE AEROMODELISMO

SIMULATION OF THE PERFORMANCE OF AN AIRCRAFT FOR SAE BRAZIL AEROMODELISM COMPETITION

André Barros de Oliveira,¹ Carlos Cesar Correa Aranha Junior²,
Patrício Moreira de Araújo Filho³

RESUMO: Neste trabalho o grupo GPEAA da UNICEUMA apresenta por meio do resultado de diversas simulações com auxílio do software Ansys e Excel a base da fundamentação do projeto de construção de um aeromodelo de competição para participação do desafio SAE Brasil 2019. Por meio do controle das variáveis simuladas: desempenho do protótipo, taxa de planeio, subida e pouso de voo, carga útil utilizada, desempenho em curvas e potência do grupo motopropulsor, objetivamos identificar coeficientes que serão referência na construção do aeromodelo. A partir destes estudos foi possível obter valores de referência comparáveis ao recomendado pelo programa SAE-Brasil 2019, para o teto absoluto de 3.100 metros, quer seja, fator de tração de motor (23,52N), com carga útil de 98N; razão de subida $R/C_{m\acute{a}x}$ igual a 38,16 km/h e ângulo de 3,2°; planeio com ângulo de 8,2°, com distância percorrida de 69,7m para altura de 10m; pouso do avião, para peso estimado de 95kg, que deverá percorrer 20,17 metros até parar; arrasto da decolagem de 1,3, efeito solo de 0,793 e encontrar um perfil único para asa. Assim, pretendemos realizar uma excelente participação no evento, tão logo possamos construir e testar a aeronave.

PALAVRAS CHAVES: SAE, GPEAA, Aeromodelo.

ABSTRACT: In this work, the GPEAA group of UNICEUMA presents, through the result of several simulations with the aid of Ansys and Excel software, the basis of the design of the construction of a competition model aircraft for the participation of the SAE Brazil 2019 challenge: prototype performance, glide rate, flight climb and landing, payload used, performance in curves and power of the powertrain, we aim to identify coefficients that will be reference in the construction of the model aircraft. From these studies it was possible to obtain reference values comparable to those recommended by the SAE-Brazil 2019 program, for the absolute roof of 3,100 meters, that is, motor traction factor (23.52N), with a payload of 98N; ascent rate R / C_{max} equal to 38,16 km / h and angle of 3,2 °; glide at an angle of 8.2 °, with a distance of 69.7m to a height of 10m; landing of the plane, for an estimated weight of 95kg, which should cover 20.17 meters until it stops; takeoff drag 1.3, ground effect 0.793 and find a unique wing profile. Thus, we intend to make an excellent participation in the event as soon as we can build and test the aircraft.

KEYWORDS: SAE, GPEAA, Model aircraft.

¹ Acadêmico do curso de Engenharia Mecânica. Integrante do Grupo de Pesquisa GPEAA. E-mail: barroos_andree@hotmail.com

² Engenheiro Mecânico. Mestrado em Ciências de Materiais. Docente na Universidade Ceuma. Integrante do Grupo de Pesquisa GPEAA. E-mail: carloscesar@ceuma.br

³ Físico. Doutor em Engenharia Mecânica. Docente na Universidade Ceuma. Líder de Grupo de Pesquisa GPEAA. E-mail: patricio.moreira@ceuma.br



1. INTRODUÇÃO

A competição SAE Brasil de Aerodesign, é a maior competição nacional de aerodelismo, onde coloca acadêmicos de todo o País e convidados estrangeiros a estudarem, projetarem, calcularem e construir uma aeronave para exibir desempenho dentro das categorias de competição regidas por regulamento próprio. Constitui-se um desafio e uma oportunidade para discentes e docentes colocarem em prática suas competências e habilidades no campo da engenharia e gestão. Segundo a SAE BRASIL (2019), as competições SAE AERODESIGN tiveram início nos Estados Unidos a partir de 1986 e com a origem da SAE BRASIL em 1991, a competição se tornou um evento estudantil, no Brasil.

Nesse intuito a equipe do Grupo de Pesquisa em Engenharia Aeronáutica e Aeroespacial – GPEAA da UNICEUMA, em São Luís – Ma, vem realizando diversas simulações empregando o software Ansys e Excel para colher dados estruturais, construir protótipo de competição e participar do desafio anual de Aerodesing na cidade de São José dos Campos-SP.

Para Torembeek (1976), os primeiros arranjos para construção de um avião devem estar relacionados com a sua fuselagem, pois ela representa um componente crítico para o conceito final e o seu design deve ser previamente estabelecido por algum tipo de simulação de elementos finitos.

Nos ensinamentos de Anderson(1999), o primeiro passo é simular as variáveis que estruturam um bom relatório aerodinâmico. Este deve conter informações sobre as variáveis: desempenho do protótipo, taxa de planeio, subida e pouso de voo, carga útil utilizada, desempenho em curvas e potência do grupo motopropulsor. Por outro lado, Rodrigues (2014) corrobora a afirmativa, mas ressalva que as variáveis podem ser empregadas para primeiras simulações e alerta para as condições previstas no regulamento da competição SAE Brasil e norma FAR PART 23 (2002), restrições dos equipamentos e limites de segurança.

Neste artigo, o GPEAA da UNICEUMA segue os preceitos do regulamento SAE Brasil (2019) e considera a norma FAR PART 23 (2002), como base técnica de orientação, tendo como objetivo simular os dados iniciais de estrutura e por fim definir



os parâmetros estruturais para construção de aeromodelo conforme Anderson(1999) e Rodrigues(2014).

2. MATERIAL E MÉTODOS

O presente trabalho foi dividido em duas etapas para concretização de resultados em conformidade com o regulamento SAE Brasil (2019). A primeira etapa constituiu em um levantamento bibliográfico a partir de manuais, livros, regulamentos e relatórios de competição SAE Brasil, para o enriquecimento da argumentação técnico científica na área de aeronáutica. Na segunda etapa, cálculo e simulação com auxílio do software Ansys, o GPEAA levou em consideração parâmetros tais como: características de escoamento limpo na asa; melhor refrigeração do motor, e onde seu peso facilitasse o posicionamento do CG da aeronave o que nos levou ao grupo motopropulsor que melhor cumpre os requisitos para competição que é a “tractor”. Conforme pode ser absorvido do regulamento SAE Brasil (2019), uma aeronave construída com esta configuração possui a hélice montada na parte frontal do motor, de forma que esta produz uma tração que puxa o avião através do ar. Basicamente esta configuração é utilizada em 99% dos aviões convencionais em operação na atualidade.

A partir dessas premissas, aliadas aos dados de aerodinâmica da aeronave e as informações sobre trações das hélices obtidos por simulação no software Ansys, conforme recomendações de Azevedo (2019), a equipe pode realizar as análises de desempenho da aeronave, verificando padrões de regularidade para: decolagem, subida, planeio, curvas, range/endurance, pouso e envelope de voo. Assim, munidos destes dados e referencial teórico, o GPEAA pode identificar: o fator de tração de motor, carga útil que o avião conseguiria levar, fator de saída, planeio e pouso, afim de que possamos iniciar a construção do aeromodelo.

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1 Curvas de tração requerida e disponível

Para a determinação das curvas, a tração disponível e a tração requerida foram calculadas respectivamente pelas seguintes equações (1) e (2):



$$T_{dh} = T_{d0} \cdot p/p_0 \quad (1)$$

$$T_r = D = 1/2 \cdot \rho \cdot v \cdot S \cdot (C_{D0} + K \cdot C_L^2) \quad (2)$$

Conhecendo-se a curva de tração disponível pelo grupo motopropulsor e os dados referentes ao arrasto, pode-se fazer a análise quanto às forças envolvidas na aeronave para manter voo. A relação entre a intensidade das forças pode ser demonstrada conforme segue no Gráfico 1:

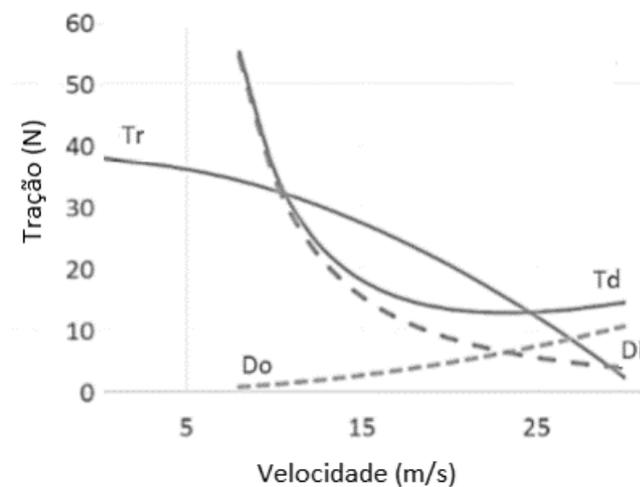


Gráfico 1: Curva de Tração Disponível e Requerida da aeronave

Fonte: Os autores (2019)

Foram demonstradas no gráfico as contribuições do D_i e D_0 para formação da tração requerida pela aeronave. Constatou-se pela análise que, quanto maior a velocidade, menor será a capacidade do grupo motopropulsor de suprir a T_r da aeronave, e que o arrasto induzido diminui, ao passo que o arrasto parasita eleva sua contribuição para o arrasto total.



3.2 Curvas de potência requerida e disponível

Sendo a potência da hélice produto direto de sua tração pela velocidade de voo, as potências disponível e requerida foram calculadas pelas equações (3) e (4):

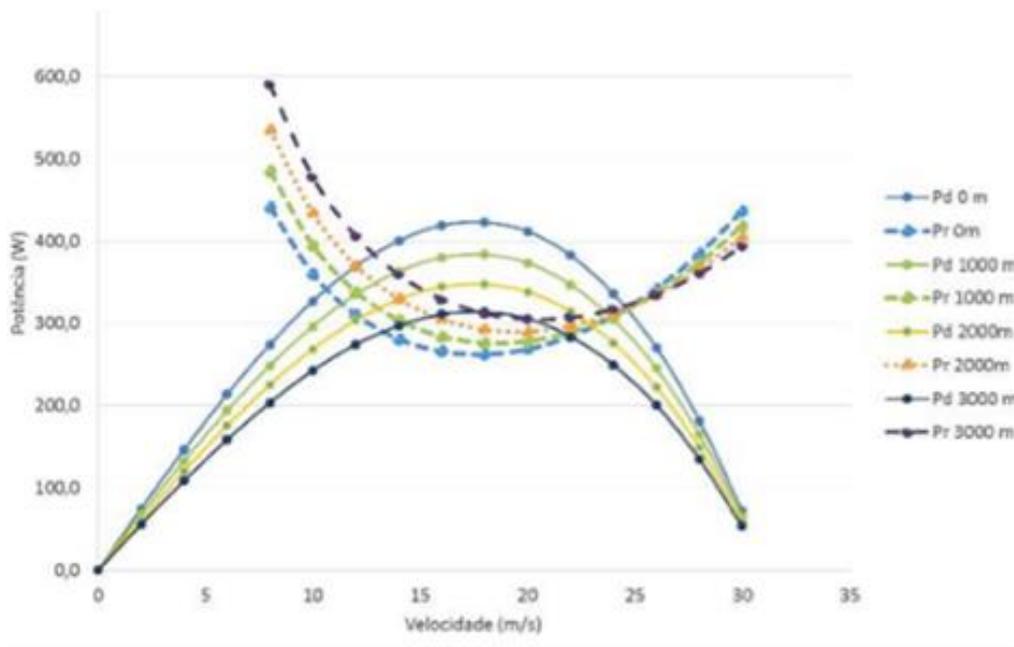
$$Pd = Td \cdot v \quad (3)$$

$$Pr = Tr \cdot v \quad (4)$$

O Gráfico 2 mostra as curvas de potência:

Gráfico 2: Curvas de Potência Requerida e Disponível

Fonte: Os autores (2019)



É notável que as curvas de potência são capazes de demarcar as velocidades máximas e mínimas da aeronave (onde há encontro das curvas), e que para altitudes superiores a potência disponível para voo e manobras da aeronave é reduzido.



3.3 Desempenho de decolagem

Dando-se continuidade na análise de desempenho da aeronave, determinou-se o peso necessário de decolagem em condições normais de pressão e temperatura para o comprimento máximo de pista limitado pelo regulamento, que pode ser calculado segundo pela equação (5):

$$S_{lo} = \frac{1,44 \cdot W^2}{g \cdot p \cdot S \cdot CL_{m\acute{a}x} \cdot \{T - [D + \mu \cdot (W - L)]\} \cdot 0,7 \cdot v_{L0}} \quad (5)$$

Para a solução da Equação 5, foi estimado um peso total de 98,1N e considerou-se $g = 9,81 \text{ m/s}^2$, $p = 1,5 \text{ kg/m}^3$, $S = 0.700 \text{ m}^2$, $CL_{m\acute{a}x} = 1,1$ e o coeficiente de atrito entre as rodas e a pista $\mu_{LO} = 0,01$. Para determinar os valores das forças de sustentação e arrasto foram usadas as equações (6) e (7) a seguir:

$$L = 1/2 \cdot p \cdot (0,7 \cdot v_{L0})^2 \cdot S \cdot CL_{L0} \quad (6)$$

$$D = 1/2 \cdot p \cdot S \cdot (0,7 \cdot v_{L0})^2 \cdot (C_{D0} + \phi \cdot K \cdot CL_{L0}^2). \quad (7)$$

Para resolução das equações acima, entende-se que normas recomendadas na FAR-parte 23 (2002) indicam por medidas de segurança que a velocidade de decolagem seja $v_{L0} = 1,2v_{stol}$, porém a equipe reduziu o valor para $v_{L0} = 1,12v_{stol}$ devido à restrição de 50 metros de pista do regulamento, SAE Brasil (2019). A velocidade de estol é calculada pela equação (8):

$$v_{stol} = \sqrt{2 \cdot W / P \cdot S \cdot v \cdot CL_{m\acute{a}x}} \quad (8)$$

É importante ressaltar que a força de arrasto sofre influência direta do efeito solo e do coeficiente de sustentação ideal, no qual estes são determinados respectivamente pelas seguintes equações:

$$\Phi = [16 \cdot (hb)]^{2/3} / 1 + [16 \cdot (hb)]^2 \quad (9)$$

$$CL_{L0} = \pi \cdot e \cdot AR \cdot \mu \cdot \Phi \quad (10)$$



Na solução da Equação (9) foi empregados os dados da envergadura da asa e a altura da asa em relação ao solo, respectivamente $b=1,39\text{m}$ e $h=0,2\text{ m}$, assim o; o fator de efeito solo é da ordem de $\Phi = 0,793$, já o resultado obtido pela equação (08) foi $CLLO = 0,082$. A velocidade de decolagem resultou em $vL0 = 58\text{km/h}$, a tração considerada nessa velocidade como sendo $Td= 27,4\text{ N}$, as forças de sustentação e arrasto são respectivamente $L = 4\text{ N}$ e $D = 1,42\text{ N}$. Com a resolução das equações, foi estimado a capacidade de decolagem da aeronave com peso total de 98 N , para um comprimento de pista de $SLO = 48,56\text{m}$ próximo ao limite estipulado pelo regulamento.

Vale dizer que, para a análise, os dados de tração, arrasto e sustentação são considerados os valores a uma velocidade de $70\% VLO$, devido a pouca variação desses valores ao longo da corrida de decolagem, conforme define Anderson (1999) e figura no regulamento SAE Brasil (2019).

3.4 Desempenho de pouso

Considerando o peso máximo total calculado de 10 kg para o projeto, a Equação (11) para calcular o comprimento de pista necessário para pouso recomendado por Anderson (1999):

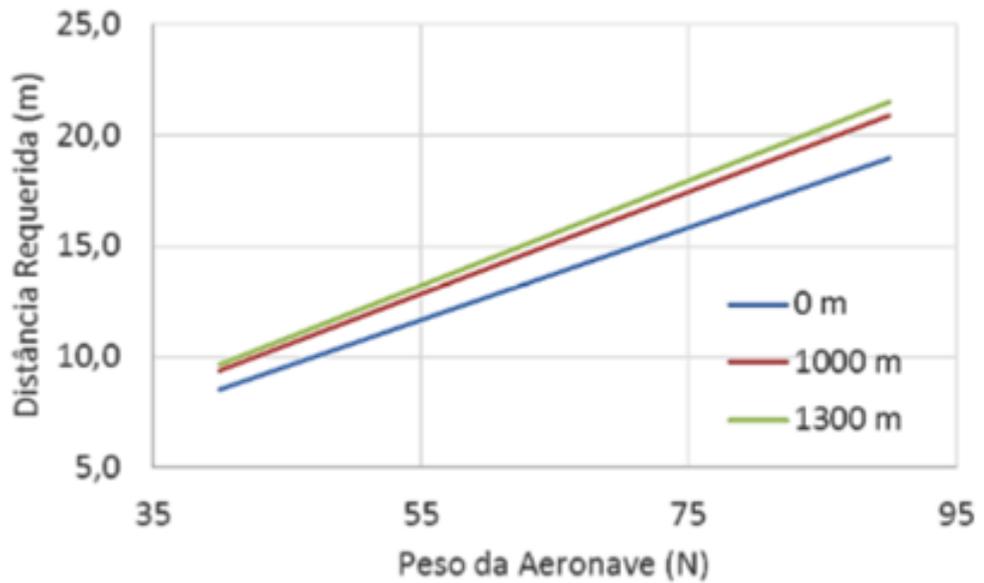
$$SL = W^2 / g \cdot \rho \cdot S \cdot CL_{\text{máx.}} \cdot [D + \mu \cdot (W - L)] \cdot 0,7 \text{ estol} \quad (11)$$

Com o coeficiente de atrito cinético $\mu L = 0,5$ (Borracha + asfalto molhado). Para nível do mar e peso máximo de decolagem foi possível estimar um pouso na faixa de $18,9$ metros, muito abaixo do limite de 120 m permitidos pelo regulamento e dentro dos limites da pista.

No Gráfico 3 foi considerada a análise dos pesos de decolagem para diversas altitudes. Neste gráfico podemos observar que o comprimento de pista em função do peso de decolagem e altitude local, está dentro dos limites da pista. Porém se o peso da aeronave for elevado 75kg , o que pode ser observado pela inclinação ascendente do gráfico, é que será necessária uma maior distância a percorrer na pista para decolagem e consequentemente maior altitude para pouso.



Gráfico 3: Análise do pouso da aeronave



Os autores (2019)

2.5 Desempenho de subida

Para a análise das características de subida da aeronave, utilizou-se o cálculo da razão de subida, onde este foi fundamentado através dos gráficos de potência disponível e requerida.

Segundo Anderson (1999) a razão de subida e o ângulo máximo de razão de subida são representados respectivamente pelas seguintes equações abaixo.

$$R/C_{m\acute{a}x} = (Pd - Pr_{m\acute{a}x}) / W \quad (12)$$

$$\theta R / C_{m\acute{a}x} = \arcsen(R / C_{m\acute{a}x} / v) \quad (13)$$

A equação (12) foi resolvida levando em consideração todas as velocidades que foram utilizadas para a plotagem no gráfico das potencias, considerando o peso total de decolagem.



Tabela 1- Razão de subida e seus ângulos, para diversas altitudes

Altitude	Nível do mar	1000m	1300m
R/Cmax	1,64 m/s	1,1 m/s	10,6m/s
Ângulo	5,2°	3,5°	3,2°

Fonte: Rodrigues (2014)

Pela análise dos dados, tem-se que a razão de subida é maior em voo ao nível do mar, sendo tanto a razão de subida quanto seu ângulo de ocorrência diminuem em função do aumento da altitude e redução da densidade do ar.

2.6 Desempenho de planeio

As análises de desempenho de descida foram realizadas a partir dos cálculos dos valores do ângulo de planeio, da velocidade de planeio, velocidade horizontal e eficiência aerodinâmica. Esses parâmetros foram determinados utilizando-se as equações abaixo respectivamente:

$$tgy = 1/LD \max \quad (14)$$

$$vp = \sqrt{2 \cdot W \cdot \cos\gamma / \rho \cdot S \cdot CL} \quad (15)$$

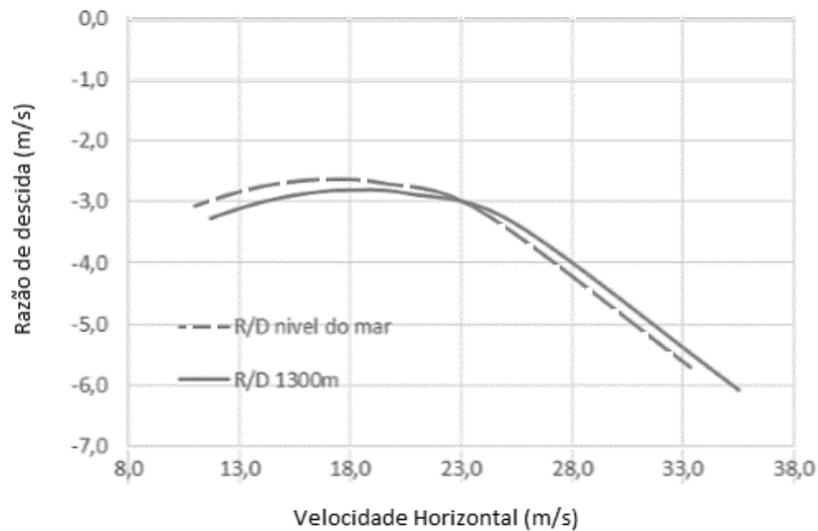
$$vh = vp \cdot \cos\gamma \quad (16)$$

$$RD = vp \cdot \sin\gamma \quad (17)$$

O Gráfico 4 demonstra as razões de planeio desenvolvidas pela aeronave no nível do mar e à altitude-densidade de 1300 metros:



Gráfico 4: Curva da razão de planeio



Fonte: Os autores (2019)

A tabela 2 relata os valores de eficiência aerodinâmica, ângulo de planeio, da velocidade de planeio, velocidade horizontal, razão de descida e distância horizontal percorrida pela aeronave em voo de planeio.

Tabela 2-Valores de Desempenho de subida, planeio e pouso da aeronave.

Altitude	Eficiência (CL/CD) máx.	Ângulo Planeio	Velocidade de Planeio (m/s)	Velocidade Horizontal (m/s)	R/C (m/s)	Distância Percorrida (h= 10m)
A nível do Mar	7,6	7	24	23,8	-3,1	76,1
1300 metros			25,8	25,3	-3,3	

Fonte: Os autores (2019)

Nesta análise foi identificado a razão de eficiência de planeio máximo da aeronave em $(CL/CD)_{max} = 7,6$, para os ângulos e velocidades relativas à altitude do voo. Observa-se que a razão de descida na condição de planeio não é uma forma segura

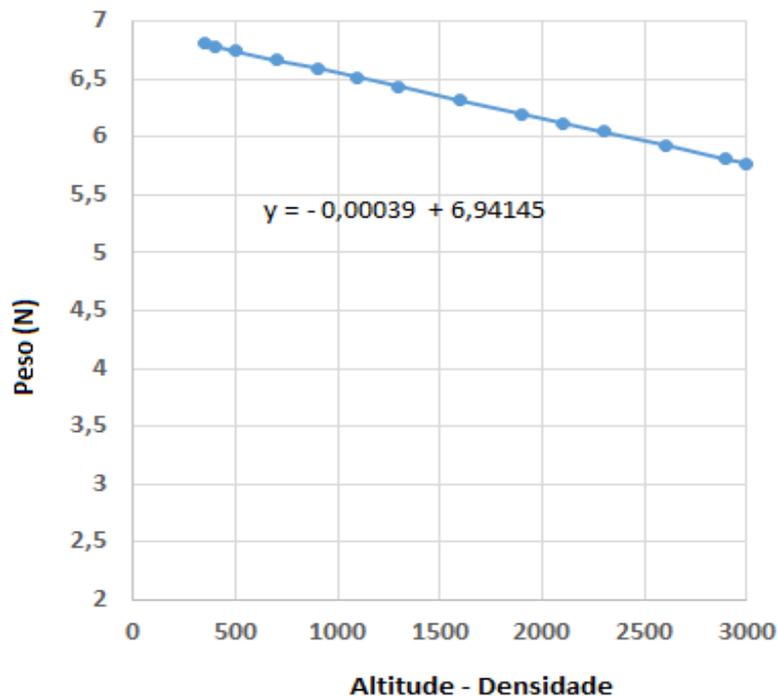


de aproximação para a aeronave pretendida, devido à elevada velocidade vertical, portanto será uma manobra a ser evitada durante a competição.

3.7 Carga útil

Com os dados de análise de decolagem a diversas altitudes, a equipe pode estimar o gráfico de carga útil da aeronave, em função da altitude-densidade (Gráfico 5):

Gráfico 5: Carga útil de decolagem



Fonte: Os autores (2019)

CONCLUSÕES

A simulação do desempenho em análises mais pertinentes do projeto foi realizada, considerando as recomendações da literatura e o regulamento da competição SAE Brasil de 2019, onde as estimativas para decolagem, pouso, subida, carga, curvas, alcance e teto são identificados.



Admitindo teto absoluto de 3.100 metros para simplificar a simulação foi quantificado: o fator de tração de motor (23,52N), com carga útil de 98N; razão de subida $R/C_{\text{máx}}$ igual a 38,16 km/h e ângulo de $3,2^\circ$; planeio com ângulo de $8,2^\circ$, com distância percorrida de 69,7m para altura de 10m; pouso do avião, para peso estimado de 95kg, que deverá percorrer 20,17 metros até parar; arrasto da decolagem de 1,30, efeito solo de 0,793 e encontrar um perfil único para a asa. Espera-se com esta simulação poder almejar os resultados esperados perante as análises feitas, frente a isso com voos satisfatórios. Os dados aqui simulados demonstram que a aeronave possui características de desempenho suficientes para cumprimento dos requisitos da competição, sendo identificado o cuidado que se deve ter no momento da aproximação da aeronave, quanto a evitar voo de planeio.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON, JOHN. D., Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, Inc. New York, 1999.
- AZEVEDO, F. O., Apostila de treinamento ANSYS Workbench. Disponível em: <https://www.docsity.com/pt/apostila-ansys-workbench/4762216/>. Acesso em 22/Setembro/2019.
- _____. FAR – Federal Aviation Regulations. PART 23 – Airworthiness Standards Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes. Alteração 55. Estados Unidos, 2002.
- SAE BRASIL. 21ª COMPETIÇÃO SAE BRASIL AERODESIGN 2019 – CLASSES REGULAR, ADVANCED E MICRO REGULAMENTO DA COMPETIÇÃO. Rev. 01. Disponível em : http://portal.saebrasil.org.br/Portals/0/Users/223/39/28639/Regulamento_SAE_BRASIL_AeroDesign_2019_Rev00.pdf. Acesso em 15/Maio/2019.
- RODRIGUES, Luiz E. M. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign. Salto: IFSP, São Paulo, 2014.
- TORENBEEK, E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. The Netherlands. Delft: University Press, 1976.