

# ANÁLISE DE DESEMPENHO DA AERONAVE DA EQUIPE MEGAZORD PARA A COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN 2017

A.L.O. Silva<sup>1,\*</sup>; G.A. Valim<sup>1</sup>; M.S. Souza<sup>1</sup>

1 Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos - Professor Jessen Vidal  
Av. Cesare Mansueto Giulio Lattes, 1350 - Eugênio de Melo, São José dos Campos/SP,  
CEP.: 12247-014, Brasil.  
Telefone: (12) 3905-2423  
\*E-Mail: [analuiza\\_deoliveira4@hotmail.com](mailto:analuiza_deoliveira4@hotmail.com)

**RESUMO:** A análise do desempenho correto de uma aeronave serve para definir os principais parâmetros para a operação desta. As análises desses parâmetros são feitas por meios de cálculos. Para iniciar os cálculos é necessário ter os dados de aerodinâmica e de projeto. Desta forma, todo o desempenho da aeronave é definido por meio destes. Os números definidos são analisados e aplicados à aeronave. Os resultados obtidos são: definição de tração, potência, desempenho de decolagem e aterrissagem, desempenho em pouso, condições de voo, fator de carga e planeio. Com essas informações consegue-se avaliar o desempenho da aeronave e se o seu projeto necessitará mudanças. Neste trabalho irá se apresentar a análise e os cálculos de desempenho de uma aeronave monomotora subsônica, desenvolvida na Fatec São José dos Campos, que participará da competição SAE Aerodesign 2017.

**PALAVRAS-CHAVE:** desempenho; análise; SAE; Aerodesign.

**ABSTRACT:** The analysis of the correct performance of an aircraft, serves to define the main parameters for the operation of that airplane. Analyzes of these parameters are done by means of calculations. To start these calculations, it is necessary to have the aerodynamic and design data. In this way, the entire performance of the aircraft is defined by means of these. The defined numbers are analyzed and applied to the aircraft. The results obtained are: definition of traction, power, takeoff and landing performances, flight conditions, load factor and glide. With that information we can evaluate the performance of the aircraft and whether changes will be required. This work will present the analysis and performance calculations of a subsonic single engine aircraft, developed at Fatec São José dos Campos, which will participate in the SAE Aerodesign 2017 competition.

**KEYWORDS:** performance; analysis; SAE; Aerodesign.

## 1. INTRODUÇÃO.

A competição de SAE aerodesign Brasil é uma competição que envolve diversas universidades de engenharia e tecnologia no Brasil. Os participantes da competição dispõem da oportunidade de integrar conhecimentos e habilidades adquiridos durante sua formação, podendo assim ter vivência prática de conceitos fundamentais do seu curso, além de desenvolver senso de trabalho em equipe, a Fatec São Jose dos Campos participa desta competição na classe regular, representada pela equipe Megazord, desde 2013.

Assim como em todo projeto a equipe Megazord divide-se em áreas, as quais poderão definir a concepção do projeto, dentre as áreas envolvidas no projeto está a área que tratará sobre o desempenho do avião.

A função base desta área é afirmar se o avião irá desenvolver o desempenho necessário para cumprir o que foi preestabelecido na concepção do projeto e se este opera obedecendo aos limites regidos pela SAE [1]. A forma de identificar se os requisitos e o desempenho estão em conformidade com a meta do projeto da aeronave estabelecido pela equipe, é realizando uma análise de desempenho, que relaciona dados obtidos de cálculos por outras áreas do projeto.

Dessa forma, a análise de desempenho presente neste artigo, servirá de base para validar a aeronave de 2017, aproveitando a melhor relação entre rendimento, projeto e cargas a serem transportadas, considerando as condições de voo e regras da competição [1].

## 2. MATERIAIS E MÉTODOS:

A área de desempenho está fortemente ligada a duas áreas, a de projetos e a de aerodinâmica, por exemplo, a relação de informações como os coeficientes de arrasto, sustentação e forças aplicadas na aeronave são definidas por análise do perfil aerodinâmico da aeronave, por meio de softwares de CFD (fluidodinâmica computacional) e cálculos feitos pela área de aerodinâmica, apresentados em Raymer [2], Rodrigues [3] e Rosa [4], a fim de obter referências capazes para prosseguir com o estudo do desempenho de decolagem, subida, descida, e o de voo de planeio. A análise de desempenho compara dados como a tração disponível e a potência disponível presentes no conjunto moto-propulsor a fim de servir como parâmetro para validar o motor e hélice adequados para o desempenho ideal do avião.

### 2.1. Tração Disponível:

A tração disponível é a grandeza que está presente na hélice. É a força que irá fazer com que a hélice consiga jogar o ar de impacto para trás e tracionar o avião e este empuxo irá modificar proporcionalmente de acordo com velocidade e a altitude, tal relação é definida pela Equação (1).

$$T_d = \frac{P_E \cdot \eta_h}{v} \cdot \frac{\rho_h}{\rho_0} \quad (1)$$

Onde:  $T_d$  = Tração disponível (N),  $P_E$  = Potência no eixo do motor (W),  $\eta_h$  = Eficiência da hélice,  $v$  = Velocidade (m/s),  $\rho_h$  = Densidade do ar com altitude (kg/m<sup>3</sup>) e  $\rho_0$  = Densidade do ar ao nível do mar (kg/m<sup>3</sup>).

Para encontrar a informação de ( $P_E$ ) e de ( $\eta_h$ ) foi utilizado um software, o Propeller Selector, da Gilles Aerodesign, como sugerido por Rosa [4], que usa algoritmos para facilitar a obtenção das informações de desempenho das hélices.

### 2.2. Tração Requerida:

A tração requerida é o quanto de força precisará para tracionar o avião, considerando todas as forças presentes na aeronave. Segundo Anderson [5], pode ser calculada pela seguinte Equação (2).

$$T_r = \frac{W}{(C_L/C_D)} \quad (2)$$

Onde:  $T_r$  = Tração requerida (N).  $W$  = Força peso (N),  $C_L$  = Coeficiente de sustentação e  $C_D$  = Coeficiente de arrasto

### 2.3. Potência Disponível:

A potência é a medição da transferência de energia em função do tempo e de trabalho gerado. A potência disponível, segundo Homa [5] é a potência máxima que o grupo motor-propulsor pode fornecer ao avião sob forma de tração. É definida pela Equação (3).

$$P_d = T_d \cdot v \quad (3)$$

Onde:  $P_d$  = Potência disponível (W),  $T_d$  = Tração disponível (N) e  $v$  = Velocidade (m/s)

### 2.4. Potência Requerida:

A potência requerida é a força necessária para a aeronave operar de acordo com seu projeto aerodinâmico e segundo Rodrigues [3] é definida pela Equação (4).

$$P_r = T_r \cdot v \quad (4)$$

Onde:  $P_r$  = Potência requerida (W),  $T_r$  = Tração requerida (N) e  $v$  = Velocidade (m/s)

### 2.5. Comprimento Da Pista Necessário Para Decolagem:

O desempenho de decolagem é tido como a capacidade de a aeronave sair do chão em um espaço de tempo após percorrer uma distância de pista, realizando a corrida de decolagem, para que assim as rodas deixem de tocar o solo. Este é o primeiro estágio do voo e também o mais crítico por causa das limitações da competição, o regulamento da competição [1] delimita uma máxima distância para a decolagem da aeronave. O comprimento necessário para a decolagem é definido pela Equação (5) que é uma metodologia sugerida por Anderson [5].

$$S_{L0} = \frac{1,44 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot Cl_{m\acute{a}x} \cdot \{T - [D + \mu \cdot (W - L)]\}_{0,7v_{l0}}} \quad (5)$$

Onde:  $S_{L0}$  = Comprimento necessário para decolagem (m),  $g$  = Aceleração da decolagem ( $m/s^2$ ),  $\rho$  = Densidade do ar ( $Kg/m^3$ ),  $S$  = Área da asa ( $m^2$ ),  $Cl_{m\acute{a}x}$  = Máximo coeficiente de sustentação,  $T$  = Força de Tração (N),  $D$  = Força de arrasto (N),  $W$  = Força peso (N),  $L$  = Força de sustentação (N),  $\mu$  = Coeficiente de atrito do solo e  $v_{l0}$  = Velocidade de decolagem (m/s).

### 2.6. Razão De Subida:

É a capacidade de subida vertical da aeronave, é determinada pela razão entre a sobra de potência ( $\Delta P$ ) que é a diferença entre as potências disponíveis e requeridas, e o peso da aeronave ( $W$ ). Estes dados são influenciados pela mudança de densidade de ar pela altitude. A razão de subida, segundo Anderson [5] é definida pela Equação (6).

$$R/C = \frac{\Delta P}{W} \quad (5)$$

Onde:  $R/C$  = Razão de subida (m/s),  $\Delta P$  = Sobra de potência (W) e  $W$  = Força peso (N)

## 2.7. Voo De Planeio:

A descida da aeronave é a medida da aproximação da aeronave quanto a pista em marcha lenta (não tracionada), essa condição é conhecida como planeio, tem-se que a razão de descida ( $R_D$ ) é a velocidade vertical em relação ao solo, segundo Raymer [2] é dada pela Equação (7):

$$R_D = v \cdot \sin \gamma \quad (7)$$

Onde:  $R_D$  = Razão de descida (m/s),  $v$  = Velocidade de planeio (m/s) e  $\gamma$  = Ângulo de planeio (graus)

## 2.8. Comprimento De Pista Necessário Para Pouso:

Os modelos matemáticos e fundamentos utilizados na decolagem são os mesmos usados para o pouso, mudando que na análise do pouso não é utilizado a tração disponível, já que nesta operação o motor está em marcha lenta. Não considerando a tração para o pouso e considerando que a aeronave irá deslocar a distância ( $S_L$ ) para atingir a velocidade igual a zero, conforme Rodrigues [3], esta distância é determinada pela Equação (8).

$$S_L = \frac{1,69 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L_{\max}} [D + \mu \cdot (W - L)]_{0,7v_t}} \quad (8)$$

Onde:  $S_L$  = Comprimento de pista necessário para o pouso (m),  $g$  = Aceleração da decolagem ( $m/s^2$ ),  $\rho$  = Densidade do ar ( $Kg/m^3$ ),  $S$  = Área da asa ( $m^2$ ),  $C_{L_{\max}}$  = Máximo coeficiente de sustentação,  $T$  = Força de Tração (N),  $D$  = Força de arrasto (N),  $W$  = Força peso (N),  $L$  = Força de sustentação (N),  $\mu$  = Coeficiente de atrito do solo e  $v_t$  = Velocidade de aproximação (m/s).

## 2.9. Estimativa De Carga Útil:

É uma estimativa de carga em relação de peso total e vazio da aeronave, é necessária para a verificação da tração disponível em função de diferentes altitudes e para o ajuste de peso para a decolagem do avião, é definida pela Equação (9).

$$C_u = \frac{W_t - W_{vazio}}{g} \quad (9)$$

Onde:  $C_u$  = Carga útil (Kg),  $W_t$  = Peso total de decolagem (N),  $W_{vazio}$  = Peso vazio da aeronave (N) e  $g$  = Aceleração da gravidade ( $m/s^2$ )

## 3. RESULTADOS E DISCUSSÃO:

Para iniciar a análise de desempenho, foi necessário a obtenção de dados de projeto e aerodinâmica, presentes na Tabela 1. O perfil aerodinâmico escolhido para a asa foi um perfil modificado o Sellig 1223, que foi analisado no software XFLR5, de domínio público. Todos os cálculos foram feitos e os gráficos foram plotados usando o software Microsoft Excel, da Microsoft, tais resultados e gráficos serão discutidos a seguir.

**Tabela 1.** Dados do projeto da Aeronave Megazord 2017

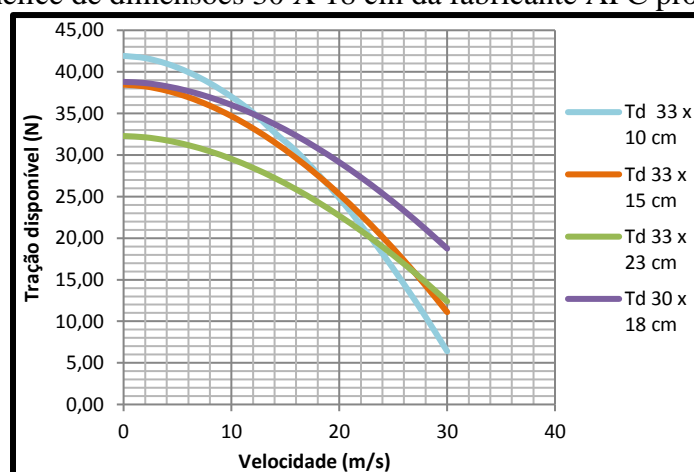
Parâmetros	Valores	Parâmetros	Valores
Peso Vazio	20,59 N	Cl Máximo	2,16
Peso máximo a ser sustentado pela asa	132,40 N	Cd Máximo	0,30
Arrasto gerado pela asa	18,51 N	Área da asa	0,71 m <sup>2</sup>
Sustentação	134,84 N		

Os gráficos gerados foram relacionados para diferentes altitudes visando mostrar os dados para diversos ambientes, além disso o teto absoluto operacional da aeronave é de aproximadamente 1219 metros, possibilitando a operação nas atmosferas citadas na análise de desempenho.

### 3.1. Tração disponível em função da velocidade:

A primeira análise a ser feita foi a de tração disponível, foram escolhidos quatro modelos de hélices para esta análise, o principal parâmetro para a escolha foi devido ao uso anterior destas pela equipe. Analisando as curvas (Figura 1), foi visto que conforme o aumento da velocidade, havia o decaimento da curva de tração.

Na análise inicial foram descartadas as hélices de dimensões 33 X 23 cm e 33 X 15 cm, devido à perda repentina de tração o que traria complicações em voo, então foram mais profundamente examinadas as hélices 33 X 10 cm e 30 X 18 cm, porém a hélice 33 X 10 cm mesmo possuindo uma excelente tração no arranque o que garante que o avião possa percorrer menor pista de decolagem do que utilizando as demais hélices, porém não possui estabilidade como a 30 X 18 cm, pois sua tração não cai tão drasticamente conforme o aumento de velocidade como as demais hélices (linha roxa da Figura 1), por isso, a hélice de dimensões 30 X 18 cm da fabricante APC propellers foi escolhida.

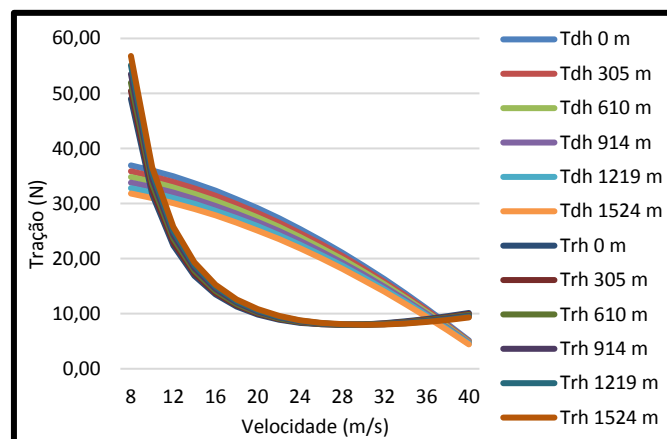


**Figura 1.** Tração disponível em função da velocidade

### 3.2. Variação da tração disponível e requerida em relação com altitude

Com a definição da hélice, o próximo passo é definir a tração requerida para o projeto, está deve ser menor ou equivalente a tração disponível, como na Figura 2 em que a comparação destas duas trações é colocada, verifica-se que na intersecção inicial entre as curvas de tração é mostrado a mínima velocidade tracionada que é próxima de 10 m/s, e também é a velocidade inicial de subida da

aeronave (vide Figura 4), ou seja, quando a aeronave deixa de tocar o solo, após decolar a tração disponível com a altitude continua superior que a tração requerida em altitude considerando assim que a hélice escolhida é capaz de gerar tração até o próximo ponto de intersecção, cujo valor é próximo de 36 m/s, assim sendo a aeronave após essa intersecção precisará de menos empuxo. Neste gráfico também é mostrado o ponto de mínima tração requerida, que é próxima de 28 m/s para diferentes altitudes é quando se tem um voo com a máxima eficiência aerodinâmica, onde existe o maior aproveitamento de tração requerida em relação a disponível, tendo maior sobra de tração, garantindo que o conjunto motopropulsor aplicado seja suficiente para manter voo tracionado, esta informação está presente nas curvas de tração da Figura 2.



**Figura 2.** Variação da tração disponível e Requerida em relação com altitude

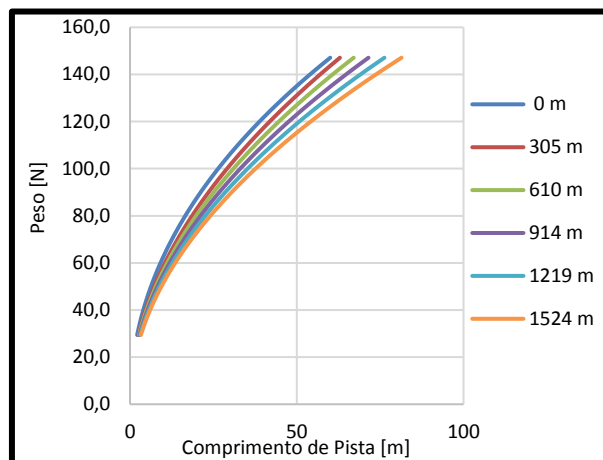
Estes dados gerados na Figura 2 irão comprovar para as análises de comprimento de pista decolagem e de razão de subida que a hélice escolhida transmitirá força de empuxo necessária, conforme poderá ser visto nos tópicos a seguir.

### 3.3 Comprimento de pista para a decolagem

A Figura 3 mostra o quanto de pista é necessário para a decolagem em razão do peso da aeronave em determinada altitude, esta informação é importante, pois na competição, a equipe poderá mudar as cargas em relação a pressão atmosférica diária e do comprimento máximo de decolagem regido pela SAE [1].

O local da competição é a cidade de São José dos Campos, com altitude local de 600 metros e a distância para máxima decolagem em 2017 foi limitada em até 60 metros. A aeronave com o seu peso máximo operacional de 12,5 Kgf (132,4 N), irá percorrer para decolar, cerca de 44 metros a altitude de São José dos Campos, irá mostrar-se que posteriormente o peso máximo operacional terá de ser limitado para 11,5 Kgf (112,8 N), pois durante o pouso o avião não conseguirá atingir o comprimento de pista máximo permitido para pouso, então será necessário cerca de 32 metros para decolagem, permanecendo dentro das limitações da competição [1].

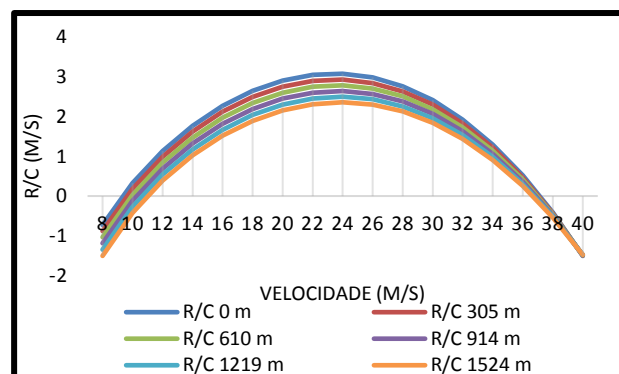




**Figura 3.** Comprimento da pista x Peso para decolagem

### 3.4. Razão de Subida

A Figura 4 mostra a relação entre a razão de subida (R/C) também chamada de velocidade vertical e a velocidade da aeronave. A máxima razão de subida da aeronave é o ponto mais alto da curva em relação ao eixo R/C à velocidade próxima de 24 m/s, conforme os dados obtidos a partir da figura 2 é possível constatar que a aeronave possui tração suficiente para a subida da aeronave, em qualquer velocidade acima desta velocidade não há alcance vertical maior, por tanto a velocidade na subida não pode superar este valor, pois as razões presentes após essa velocidade são semelhantes à de menores acelerações.

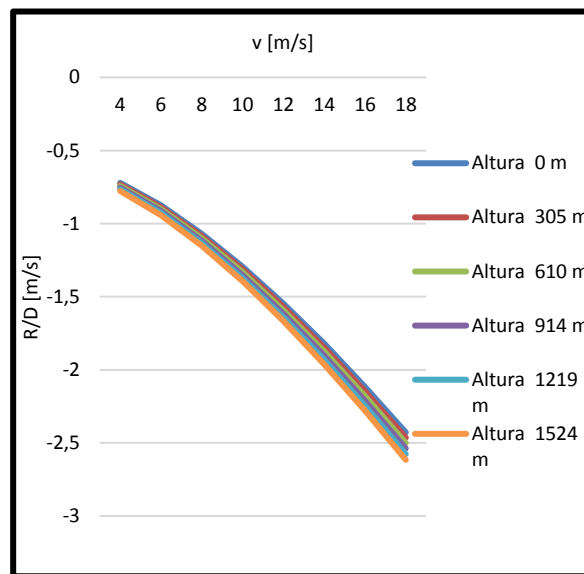


**Figura 4.** Razão de subida

Também é verificado que conforme a altitude cresce, a capacidade de a aeronave subir diminui devido ao diferente posicionamento das curvas de R/C a 0 m (cor azul) e a 1524 m (cor laranja).

### 3.5. Vôo de planeio

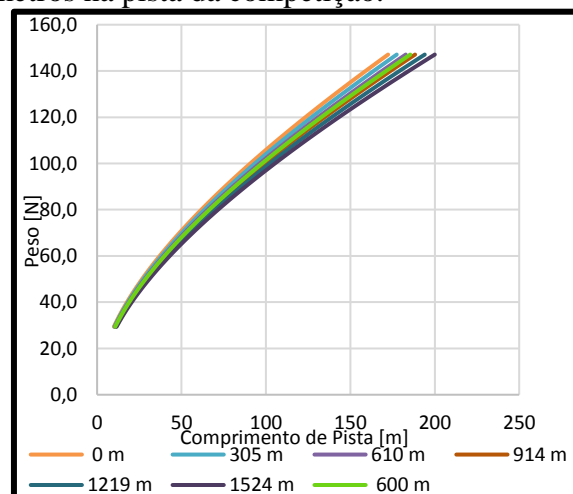
A polar de planeio (Figura 5), mostra principalmente a razão da descida (R/D) da aeronave para diferentes altitudes em função da velocidade horizontal, em suas curvas são encontrados dados operacionais para a aproximação planada de pista, encontra-se a informação de descida em condição de máxima autonomia, onde nesta velocidade a aeronave consegue permanecer o máximo tempo em voo, antes de chegar ao solo na altitude de São José dos Campos, esta razão é de 1,68 m/s à velocidade de 22 m/s. Na Figura 5 contém os dados para uma razão de descida para máximo alcance, nesta condição a aeronave percorre maior distância horizontal antes de chegar no solo, atuando com máxima eficiência aerodinâmica, esta é a condição aconselhável para a aproximação em planeio, esta razão é de 2,35 m/s à velocidade de 29 m/s, para a mesma altitude de máxima autonomia.



**Figura 5.** Polar de planeio

### 3.6. Comprimento de pista para o pouso

Os cálculos e conceitos presentes na Figura 7 são muito parecidos ao de desempenho de decolagem (Figura 3), a principal função é a mesma, verificar pela relação de peso e altitude, quanto de pista será necessário, neste caso para pouso. Na análise de comprimento para pouso, os resultados verificados não foram satisfatórios com as limitações de pouso da SAE Aerodesign [1] que é de até 120 metros. Com o peso total imposto para a aeronave de 12,5 Kgf (132,40 N), ela irá necessitar percorrer pouco mais de 156 metros para pousar na pista de São José dos Campos, ultrapassando o comprimento máximo determinado pela competição [1], com isso foi limitada sua carga, para um peso máximo total da aeronave de 11,5 Kgf (112,8 N) atendendo estes requisitos para pouso, que será de aproximadamente 118 metros na pista da competição.



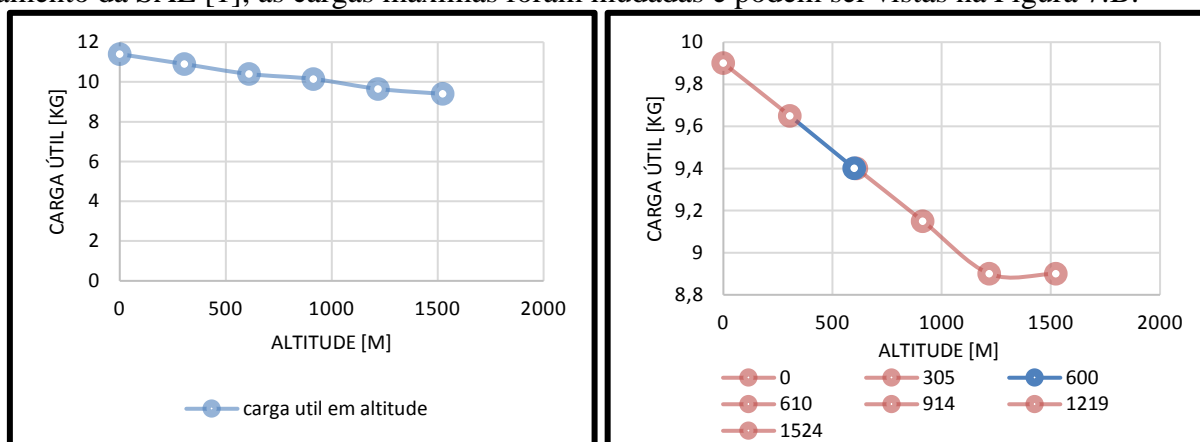
**Figura 6.** Comprimento da pista x Peso para pouso

A Figura 6 mostra que quanto maior a altitude e maior o peso, maior será o comprimento de pista necessário para o pouso, portanto para garantir pontuação na competição e margem de segurança que a aeronave irá conseguir pousar dentro dos 120 m estabelecidos, a opção viável foi reduzir o peso da carga a ser transportada.



### 3.7. Estimativa de carga útil

Como mostrado anteriormente a relação entre cargas e desempenho estão fortemente correlacionadas, principalmente pelo fato do carregamento de maior peso, ser o principal desafio da competição [1], estabelecer a melhor relação possível entre as cargas levadas com o desempenho em voo da aeronave, foi o objetivo na determinação dos cálculos anteriores de desempenho em decolagem e pouso. Primeiramente foi considerado as cargas de peso total de 12,5 Kgf (132,4 N) na Figura 7.A, onde se vê a variação de carga útil carregada com a altitude, mas com a limitação do projeto para 11,5 Kgf (112,8 N) para voo na cidade de São José dos Campos atendendo ao regulamento da SAE [1], as cargas máximas foram mudadas e podem ser vistas na Figura 7.B.



**Figura 7.** A)Carga útil em função da altitude para peso total de 132,40 N e B) Carga útil em função da altitude para peso total de 117,70 N

Conforme vista na Figura 7.B a carga máxima a ser levada na altitude presente na competição será de 9,4 Kg.

### 3.8. Características de Desempenho

Seguindo as informações presentes neste relatório foram definidos os seguintes aspectos de desempenho, estes resultados levam em consideração a altitude da cidade de São José dos Campos, onde será realizada a competição, os resultados estão na Tabela 2.

**Tabela 2.** Desempenho da Aeronave Megazord 2017

Parâmetros	Resultados	Parâmetros para peso máximo	Resultados
Motores e Hélices	Motor OS.61 FX, Hélice APC 12X7	Pista para decolagem	44,24 m
Velocidade de estol	12,3 m/s	Pista para pouso	156,23 m
Velocidade para maximo alcance	28,98 m/s	Máxima razão de subida	3,68 m/s
Velocidade para máxima autonomia	22,02 m/s	Razão de descida	2,35 m/s

#### 4. CONCLUSÃO:

A análise de desempenho é relevante para a validação de um projeto aeronáutico. A mudança de altitude e comprimento de pista, mudam de aeroporto para aeroporto, como as cargas de uma aeronave que mudam de voo para voo, este estudo proporciona a oportunidade de integrar e aplicar conhecimentos de engenharia aeronáutica, no projeto de um avião de menor escala.

O principal objetivo deste artigo, é corroborar com o projeto de 2017 da equipe Megazord na área de desempenho, os fatores observados de tração e potência relacionados com altitude e velocidade, obtiveram resultados aceitáveis para a realização do voo. A problemática desta análise foi a definição da relação entre o peso e carga do avião para realizar o pouso dentro do limite especificado, considerando que a relação de peso e cargas de uma aeronave até para aviação comercial é um grande desafio, a implementação de freios poderia garantir que o avião conseguiria pousar dentro do limite máximo previsto na competição, porém contribuiria para o aumento de peso da aeronave e esta situação pode servir como lição para uma melhor análise dos projetos futuros, garantindo uma maior obtenção de pontos e consequentemente uma melhor classificação da equipe.

Contudo, os dados provenientes desta análise servirão de apoio para a continuidade de outras áreas do projeto, além de seu uso posterior para novos projetos e estudos da equipe. O estudo presente também aproveita os recursos e conhecimentos adquiridos nos quatro anos de participação na competição SAE Aerodesign Brasil.

#### 5. REFERÊNCIAS:

- [1] Regulamento SAE Brasil Aerodesign 2017. Disponível em: [http://portal.saebrasil.org.br/Portals/0/PE/AERODESIGN/AERO2017/Regulamento\\_SAE\\_BRASIL\\_AeroDesign\\_2017\\_Rev00.pdf/](http://portal.saebrasil.org.br/Portals/0/PE/AERODESIGN/AERO2017/Regulamento_SAE_BRASIL_AeroDesign_2017_Rev00.pdf/). Acesso em 28/08/2017.
- [2] Raymer, D. P. Aircraft design: a conceptual approach. AIAA. Washington, 1989.
- [3] Rodrigues, L. E. M. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE Aerodesign: Edição do autor. São Paulo, 2011.
- [4] Rosa, E. Introdução ao Projeto Aeronáutico: Uma Contribuição à Competição SAE AeroDesign, UFSC/Grante: Editora Tribo da Ilha. Florianópolis, 2006.
- [5] Anderson, J. D. Aircraft performance and design. McGraw-Hill. New York, 1999.
- [6] Homa, J. M. Aerodinâmica e Teoria de Voo: Noções Básicas. ASA. São Paulo, 2010.