

**Projeto numérico-experimental de aeronaves não tripuladas remotamente controladas****Numerical-experimental design of remotely controlled unmanned aircraft**

DOI:10.34117/bjdv5n7-223

Recebimento dos originais: 14/07/2019

Aceitação para publicação: 08/08/2019

**Vinícius de Araújo Salmazo**

Graduando em Engenharia Mecânica pela Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira (FEIS - UNESP)

Instituição: Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira

Endereço: Av. Brasil Sul, nº 56, Centro, Ilha Solteira - SP

E-mail: viniussiussalmazo@gmail.com

**Guilherme de Araujo Gonçalves**

Graduando em Engenharia Mecânica pela Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira (FEIS - UNESP)

Instituição: Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira

Endereço: Av. Brasil Sul, nº 56, Centro, Ilha Solteira - SP

E-mail: goncalves.a.gui@gmail.com

**Miguel Ângelo Menezes**

Professor Assistente de Engenharia Mecânica na Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira (FEIS - UNESP)

Instituição: Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira

Endereço: Av. Brasil Sul, nº 56, Centro, Ilha Solteira - SP

E-mail: miguel.menezes@unesp.br

**RESUMO**

Apresenta-se uma metodologia de projeto de aeronaves radiocontroladas não tripuladas. Diferentemente do comum à literatura que coloca a experimentação no final do projeto, o processo baseia-se em aquisição de dados experimentais pertinentes à aeronave que deseje-se projetar ainda em fase de projeto. Isso aumenta a qualidade das análises realizadas ao mesmo tempo em que reduz o custo computacional. Aliando esses fatores, é possível projetar novas configurações não cobertas pela literatura ou otimizar uma configuração já estabelecida para obter grande performance em determinada missão.

**Palavras-Chave:** Projeto; Aeronave; VANT**ABSTRACT**

It's presented an unmanned radiocontrolled aircraft design methodology. Differently from the common bibliography, that leaves experimentation to the last stages of design, this process is based on experimental data belonging to the aircraft configuration desired even in preliminary design stages. This increases the quality of numerical analysis at the same time

that reduces its computational cost. Allying these factors, it's possible to design new configurations uncovered by bibliography or optimize an already established configuration to obtain great performance in specific missions.

**Keywords:** Design; Aircraft; UAV

#### LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	-	Ângulo de ataque da aeronave.
$\mu$	-	Coefficiente de atrito da aeronave com o solo.
$\rho$	-	Densidade do ar.
AR	-	Razão de aspecto da asa.
$b_h$	-	Envergadura do profundor.
$b_w$	-	Envergadura da asa.
$CD_0$	-	Coefficiente de arrasto parasita da aeronave.
$c_h$	-	Corda do profundor.
$C_{M_\alpha}$	-	Derivada do Coeficiente de Momento da aeronave com o ângulo de ataque.
$C_{M_0}$	-	Coefficiente de momento da aeronave em ângulo de ataque de cruzeiro.
$C_L$	-	Coefficiente de sustentação da aeronave.
$C_{L0}$	-	Coefficiente de sustentação da aeronave em corrida de decolagem.
$C_{LMAX}$	-	Coefficiente de sustentação máximo da aeronave.
$d$	-	Distância percorrida pela aeronave.
$D$	-	Força de arrasto atuante na aeronave.
$e_0$	-	Eficiência de Oswald da aeronave completa.
Fat	-	Força de atrito atuante na aeronave.
H	-	Distância do bordo de ataque do estabilizador horizontal até o bordo de ataque da asa.
$k$	-	Constante de mola.
L	-	Força de sustentação atuante na aeronave.
MTOW	-	Máximo peso de decolagem (Maximum takeoff weight).
N	-	Força normal atuante na aeronave.
$S_w$	-	Área de asa.
T	-	Tração do conjunto motopropulsor.

- t - Tempo.
- VTO - Velocidade de decolagem.
- Vx - Velocidade na direção x.
- W - Força peso atuante na aeronave.
- x - Deslocamento da mola.
- X<sub>CG</sub> - Posição do centro de gravidade em relação ao bordo de ataque da asa.

## 1 INTRODUÇÃO

O projeto de aeronaves geralmente é dividido em três partes: projeto conceitual, projeto preliminar e projeto detalhado (Sadraey, 2013). Isto porque o custo de construção de uma aeronave é extremamente alto, então há grande necessidade de cálculos preliminares de baixa acuracidade para iniciar o projeto, sendo necessário depois realizar o refino dos cálculos com ferramentas computacionais poderosas e ensaios em túnel de vento para validação de protótipo antes que a aeronave possa de fato ser produzida e testada para as certificações.

Contudo, aeronaves pequenas como VANTs geralmente possuem baixo custo produtivo, sendo possível a construção de um protótipo ainda mais barato para aquisição de dados necessários ao projeto. Ao serem colhidos experimentalmente, esses dados geram a capacidade de obter-se um projeto preliminar muito mais preciso, aumentando a capacidade de otimizar ao máximo a aeronave a ser projetada. Além disso, mesmo que não seja construído um protótipo, o aparato experimental necessário para medir variáveis importantes como tração do motor, e forças envolvidas é muito mais simples e barato que para uma aeronave de grande escala.

Nesse contexto, segundo Rodrigues(2014), é notável que hélices de passo fixo são vastamente utilizadas em diversos tipos de aeronaves. Entretanto, por conta deste tipo de hélices voltadas a VANTs e aeromodelos possuem baixa eficiência em função da razão de avanço,  $\eta \leq 60\%$ , torna-se muito importante a seleção de uma hélice que forneça o melhor desempenho para o conjunto motopropulsor, uma vez que boa parte da potência disponível no eixo do motor não é aproveitada em forma de tração.

Juntamente com o desempenho do conjunto motopropulsor, o atrito de rolagem de uma aeronave é um parâmetro de significativa atuação na operação da aeronave em solo, e também um fator de grande importância no projeto e concepção da mesma ao longo de seu

pouso e decolagem. Uma boa predição do atrito gerado no conjunto de trem de pouso garante boa predição da distância de pouso e decolagem, por exemplo.

Ao conciliar a aquisição de dados experimentais ainda na fase de projeto conceitual ou preliminar, a acuracidade do modelo computacional utilizado para obtenção da performance da aeronave torna-se muito maior e com baixo custo computacional. Com essa precisão é possível realizar projeto de configurações diferenciadas ainda não exploradas na literatura, bem como otimizar configurações já existentes para uma missão. Assim, pretende-se demonstrar com este trabalho a importância de um modelo numérico fiel para predição do desempenho de uma aeronave com parâmetros experimentais. Com essa grande fidelidade, será mostrado como uma otimização pode apresentar ganhos extremamente significativos para uma missão, como capacidade de carga carregada.

Assim, este artigo é dividido em uma parte de projeto conceitual, onde são definidas questões básicas da aeronave, como motor, opções de hélices e configurações de aeronave. Em seguida demonstra-se a parte projeto preliminar na qual são obtidas as trações experimentais de hélices diferentes, definindo a melhor e armazenando sua curva de tração para uso posterior. Além disso, faz-se a medida experimental do atrito de rolagem da aeronave com auxílio de um protótipo. Após a aquisição desses dois parâmetros necessários, ambos são utilizados na análise de decolagem da aeronave, e um programa computacional é criado para analisar aeronaves diversas a partir da entrada de poucos dados. Finalmente, uma otimização é realizada como forma de obter a melhor aeronave para a missão desejada: carregar o maior peso possível com o conjunto propulsor já definido. Ao fim do processo, alguns comentários são realizados sobre a aeronave escolhida.

## **2 METODOLOGIA**

Perante os desafios apresentados, a obtenção de valores experimentais para início de projeto são de fundamental importância para seu desenvolvimento. Dentro de tais parâmetros vale ressaltar a tração disponível gerada pelo conjunto motopropulsor a ser utilizado, assim como valores de atrito de rolagem de trem de pouso. Devido aos VANTS e aeronaves radiocontroladas geralmente apresentarem pequenas dimensões, a obtenção destes dados é relativamente simples devido a facilidade de operar o equipamento quando comparada com aeronaves tripuladas. Além disso, podem acrescentar uma fidelidade maior ao modelo numérico quando comparado a valores teóricos disponíveis na literatura.

Os valores experimentais, juntamente com outros critérios de projetos, podem ser acoplados em uma análise numérica para analisar o desempenho da aeronave em sua missão de voo observando aspectos como sustentação, arrasto, distância e máximo peso de decolagem, velocidade máxima e velocidade de estol. Esta análise permite classificar e selecionar as melhores aeronaves que apresentem configurações satisfatórias para a missão proposta.

Em seguida, utilizando o método de análise para a missão proposta, caberá o uso de um método de otimização para avaliar e selecionar a melhor configuração de aeronave dentro de um grupo previamente definido, a fim de obter um avião com melhor performance dentro da missão selecionada.

Inicialmente, define-se a missão da aeronave para a qual a mesma será projetada e otimizada. Para este trabalho a mesma será projetada a fim de desempenhar a melhor performance de carga aérea dentro de um limite de distância de decolagem. Mais especificamente, procura-se a aeronave de maior MTOW dentro de 60 m de pista, sujeita a algumas restrições dimensionais impostas sobre a envergadura e comprimento longitudinal da aeronave, cuja somatória não deve exceder 3,5 m.

O motor disponível para o desenvolvimento do projeto em questão foi o O.S. 0.61FX, cabendo a seleção da melhor hélice também disponível no inventário para tal motor. As hélices disponíveis são da marca APC Propellers nas dimensões 13x4W, 13x6, 12.25x3.75SF, sendo essas recomendadas pelo próprio fabricante da motorização em questão. O método de tal avaliação e seleção é a comparação dos resultados obtidos num ensaio de tração tanto estático quanto dinâmico avaliado em túnel de vento.

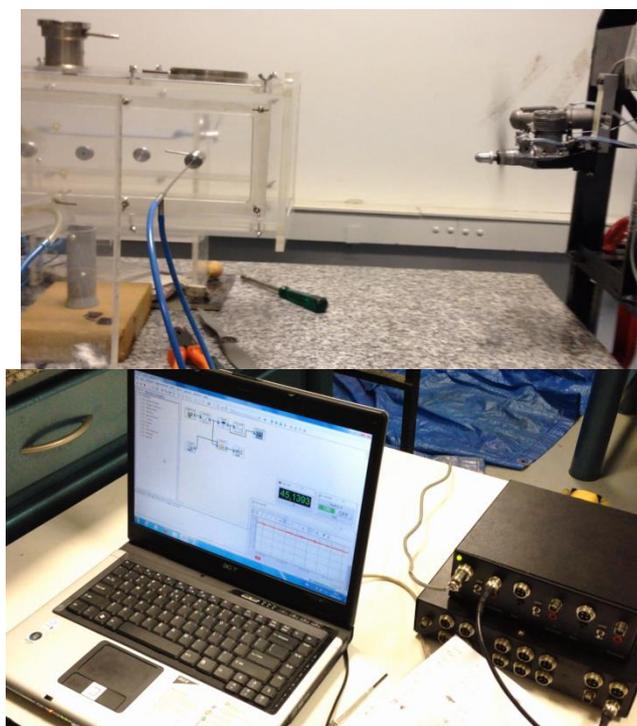
Sendo já definida a configuração do trem de pouso da aeronave como triciclo e o seu devido posicionamento, bem como geometria por parâmetros que não serão tratados neste trabalho, pode-se realizar testes para definir o coeficiente de atrito para o conjunto de trem de pouso. Para isso aplica-se uma sequência de ensaios dinâmicos baseando-se num conceito de conservação de energia.

Com a junção dos valores obtidos experimentalmente, bem como alguns valores de projeto, pode-se definir a melhor geometria de empenagens (asa, estabilizador horizontal e vertical) para o conjunto motopropulsor utilizado por meio da análise de decolagem desenvolvida acoplada a uma otimização pelo método de Evolução Diferencial.

Os resultados obtidos são comparados para viabilidade construtiva e custo, sendo escolhida a melhor aeronave que traga uma boa performance, sem detrimentos no setor produtivo envolvendo tanto a construtibilidade quanto o orçamento disponível.

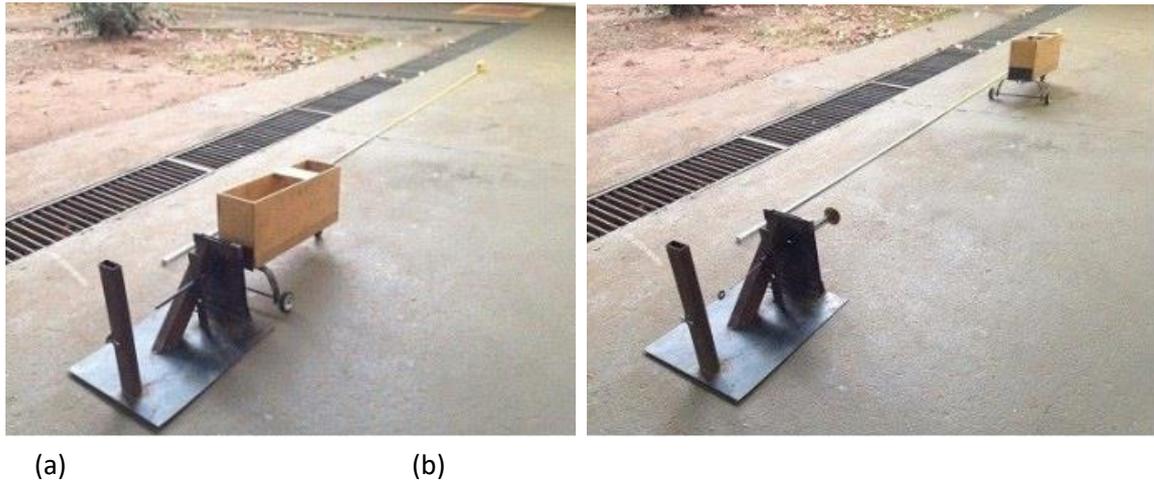
## 2.1 ENSAIO DE TRAÇÃO

Para obtenção da tração do motor com as hélices disponíveis, fez-se o uso da uma bancada de testes equipada com uma célula de carga PW6D com capacidade para 10 kg de carga da marca HBM associada a um conjunto de aquisição de dados proveniente do software DASYSLab 11. A bancada foi posicionada em frente a um túnel de vento para variação de velocidade. Os valores médios máximos de tração fornecidos para cada uma das velocidades de 0, 5, 10, 15 e 20 m/s são utilizados para determinar a curva de tração máxima em função da velocidade do vento disponível pelo conjunto motopropulsor em suas condições de voo. A Fig. (1) demonstra o aparato experimental já disposto na configuração de teste em túnel de vento e a placa de aquisição de dados utilizada associada ao computador com o software DASYSLab 11.



**Figura 1.** Aparato experimental utilizado para o teste de tração.





**Figura 2.** Ilustração da metodologia aplicada no ensaio de atrito.

### 2.3 ANÁLISE DA AERONAVE

A missão da aeronave define as análises necessárias para seu voo. Assim, como o principal requisito é a decolagem dentro de 60 m de pista com a maior carga possível, há o modelamento matemático da decolagem. Desta forma, os parâmetros experimentais determinados anteriormente, bem como os parâmetros variáveis de projeto são levados em consideração em uma EDO para predizer o comportamento da aeronave em seu cumprimento ou não da missão proposta.

Primeiro realiza-se a análise aerodinâmica da geometria proposta, levando em consideração sua envergadura, área alar e perfil aerodinâmico. Após essa análise, os valores de coeficiente de sustentação e arrasto são utilizados na análise de forças presente durante a decolagem e o voo para verificação dos requisitos de projeto.

A análise de decolagem baseia-se na Fig. (3), realizando o balanço de forças nas direções  $X$  e  $Y$ . Com os dados disponíveis dos ensaios experimentais utiliza-se a curva de tração obtida no ensaio de tração e o coeficiente de atrito experimental de rolamento da aeronave. Os demais coeficientes são tomados com base na literaturade (Sadraey, 2013) e (Gundmundsson, 2004).



$$\frac{dV_x}{dx} = \frac{1}{V_x} \frac{T(V_x) - \frac{1}{2} \rho V_x^2 S_w \left( C_{D0} + \frac{1}{\pi e_0 AR} C_{L0}^2 \right) - \mu \left( m g - \frac{1}{2} \rho V_x^2 S_w C_{L0} \right)}{m} \quad (4)$$

A aeronave consegue entrar em voo se ao fim da distância prescrita sua velocidade for maior que a velocidade de decolagem, considerada 20% acima da velocidade de estol, condição descrita na Eq. (5).

$$V_{TO} \geq 1.2 \sqrt{\frac{2 m g}{\rho S_w C_{L_{MAX}}}} \quad (5)$$

Condições de estabilidade longitudinal estática são impostas à aeronave para garantir o voo da mesma, podendo ser dimensionadas simultaneamente a asa e o estabilizador horizontal, bem como suas posições relativas ao centro de gravidade. Para isso, utiliza-se uma análise aerodinâmica não linear baseada na teoria de Weissinger, como apresentada no trabalho de (Owens, 1998). Com esse método, prevê-se os coeficientes de sustentação e arrasto das empenagens em conjunto, bem como os ângulos de ataque induzidos das empenagens em conjunto, o que permite interpolação dos dados da seção 2D do aerofólio utilizado, tornando-se uma análise robusta com baixo custo computacional. Foi acoplado em meio à análise aerodinâmica um método de análise de estabilidade longitudinal segundo (Nelson, 1998), sem que fossem realizadas as linearizações envolvidas no método original. Pelo método implementado é possível prever também o coeficiente de momento para os vários ângulos de ataque da aeronave.

Assim, a aeronave é considerada estável quando sua derivada de coeficiente de momento em relação ao ângulo de ataque for negativa em todos os pontos do envelope de voo, e menor que um limite baseado em aviões de mesmo porte. Além disso, é necessário que ela tenha o coeficiente de momento positivo no ângulo de ataque de cruzeiro, condição de trimagem da aeronave. As condições de estabilidade estão traduzidas na Eq. (6) e Eq. (7).

$$C_{M_\alpha} < C_{M_{\alpha,ref}} < 0 \quad (6)$$

$$C_{M_0} > 0 \tag{6}$$

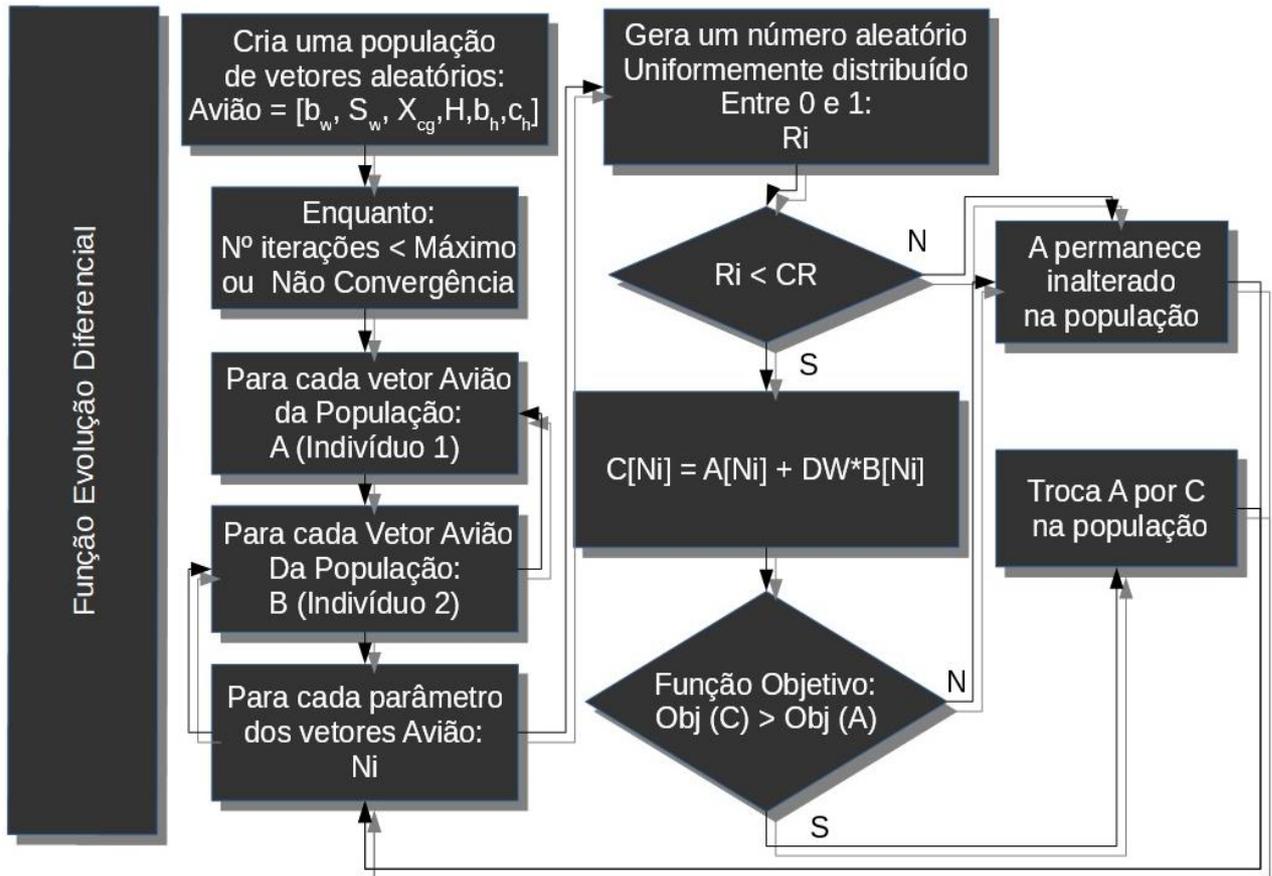
$$\tag{7}$$

**2.4 OTIMIZAÇÃO E ESCOLHA DE AERONAVE FINAL**

Utilizando-se dos métodos de análise apresentados até o momento, pode-se aplicar uma otimização com restrições geométricas e restrições de estabilidade com o objetivo de maximizar a carga carregada pela aeronave. Para isto, utilizou-se o método de Evolução Diferencial, apresentado por (Storn, 1997). Trata-se de um método estocástico não baseado em métodos derivativos. Um infográfico demonstrando o processo de otimização está apresentado na Fig. (4). Cada aeronave consiste em um vetor de envergadura de asa, área de asa, posição do centro de gravidade em relação ao bordo de ataque da asa, distância do bordo de ataque do estabilizador horizontal até o bordo de ataque da asa, envergadura do estabilizador e também sua corda, como indicado na Eq. (8). Esse vetor de aeronave é o que será otimizado durante o processo descrito na Fig. (4), sendo a função objetivo o MTOW.

$$\{AERONAVE\} = \{b_w, S_w, X_{CG}, H, b_h, c_h\} \tag{8}$$

Ao final do processo, obtém-se um registro de todas as aeronaves que foram criadas, isto é, todas do processo 1 e do processo 7 na Fig. (4). Os dados são então analisados para verificar a aeronave que terá melhor custo-benefício na missão, visto que o MTOW é a função mais importante mas também é necessário julgar custo produtivo e manufaturabilidade. Assim, seleciona-se uma aeronave considerada a melhor pelos projetistas.



**Figura 4.** Fluxograma do processo de otimização

### 3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Realizados os ensaios com todas as hélices propostas, obteve-se os valores médios de tração máxima para cada uma das hélices em cada faixa de velocidade avaliada, conforme mostra a Tab. 1.

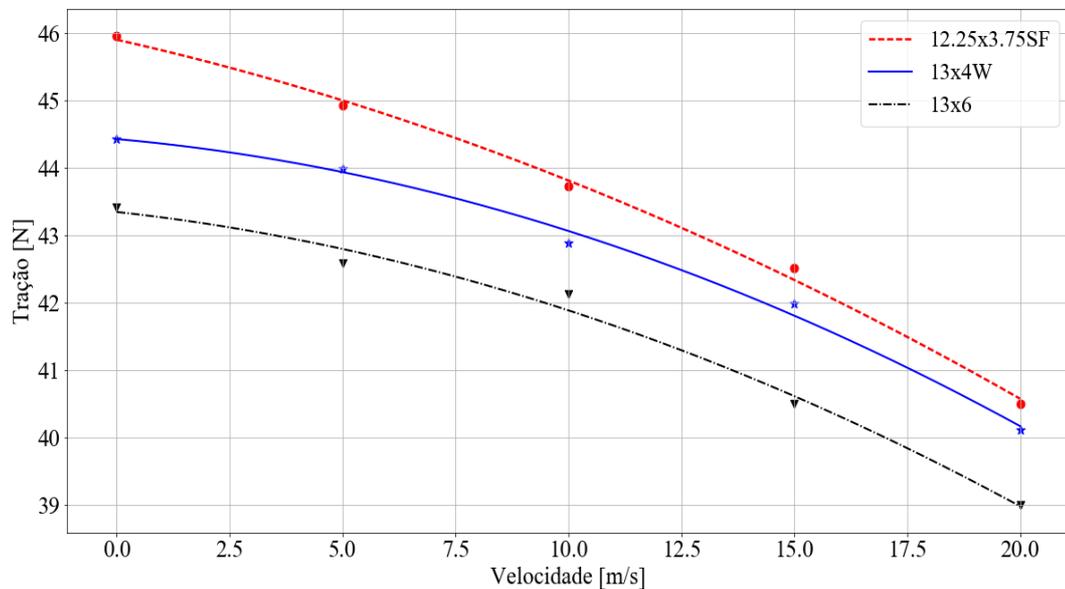
**Tabela 1.** Trações máximas médias para as respectivas faixas de velocidade

Hélice/Velocidade	0 m/s	5 m/s	10 m/s	15 m/s	20 m/s
12.25x3.75SF	45,95	44,93	43,73	42,52	40,50
13x4W	44,43	43,99	42,89	41,99	40,11
13x6	43,41	42,59	42,13	40,50	39,00

A partir de tais valores médios, pôde-se então obter a curva de tração máxima das hélices em função da velocidade do vento, conforme mostra a Fig. (5), possibilitando assim a avaliação e comparação destas.

Com a avaliação dos resultados obtidos, escolheu-se a hélice 12.25x3.75SF para uso no conjunto motopropulsor da aeronave. Essa apresentou tração significativamente superior em toda a faixa de velocidade de operação quando comparada com as duas outras hélices submetidas aos testes, principalmente em velocidades baixas, condição de grande importância para o desenvolvimento de um melhor desempenho em decolagem.

No ensaio de atrito, tendo-se o valor da constante elástica  $k$  da mola e seu curso de compressão  $x$  previamente definidos, sendo esses respectivamente iguais à 1086N/m e 0,0506m, pode-se determinar a energia potencial elástica envolvida no lançamento do conjunto de teste do trem de pouso, sendo essa de aproximadamente 1,390J. Realizou-se então seguidos ensaios com massas definidas no interior do conjunto, anotando-se a distância percorrida em cada disparo, obtendo-se assim um valor médio para cada valor de força normal atuante. Os valores médios encontrados estão dispostos na Tab. 2.

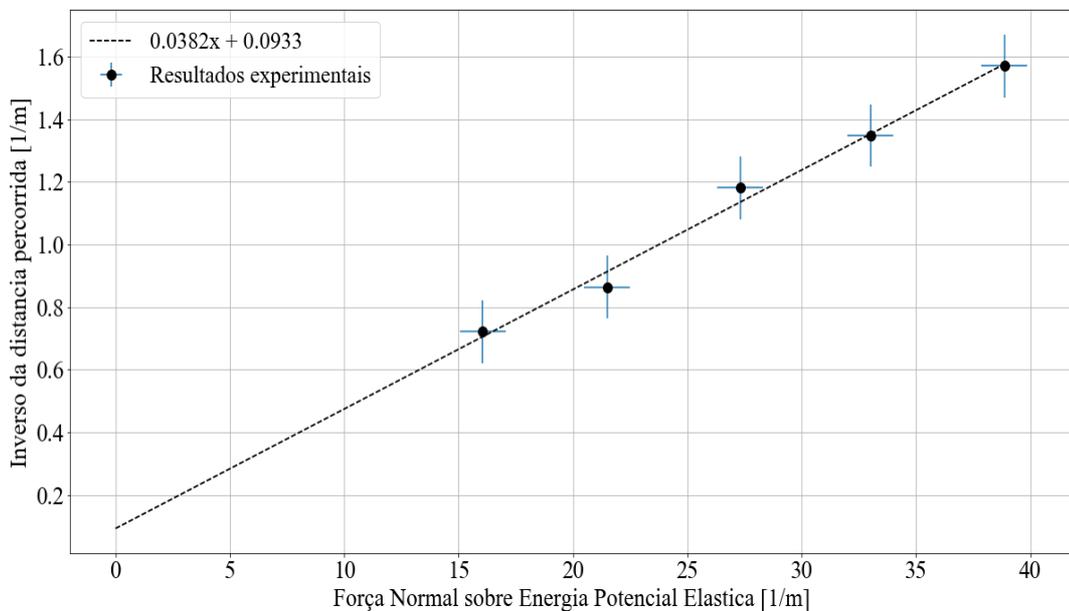


**Figura 5.** Curvas de tração máxima em função da velocidade do vento

**Tabela 2.** Força Normal e respectivos deslocamentos médios para cada configuração de carregamento

<b>Força Normal (N)</b>	22,32	29,90	37,99	45,90	54,05
<b>Deslocamento (m)</b>	1,385	1,157	0,847	0,742	0,637

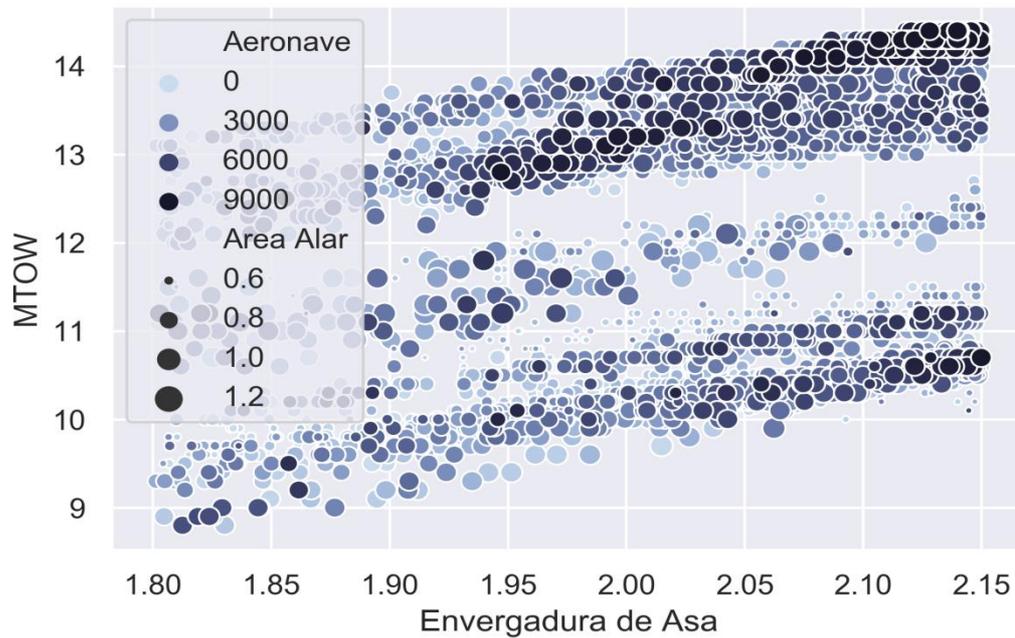
A partir de tais valores, pôde-se então obter o gráfico do inverso da distância percorrida versus a normal sobre a Energia Potencial Elástica. Sendo o coeficiente de atrito numericamente igual ao coeficiente angular da reta obtida pelo método dos mínimos quadrados, determinou-se um valor de  $\mu$  igual a aproximadamente 0,0382. O gráfico gerado é mostrado conforme a Fig. (6).<sup>®</sup>



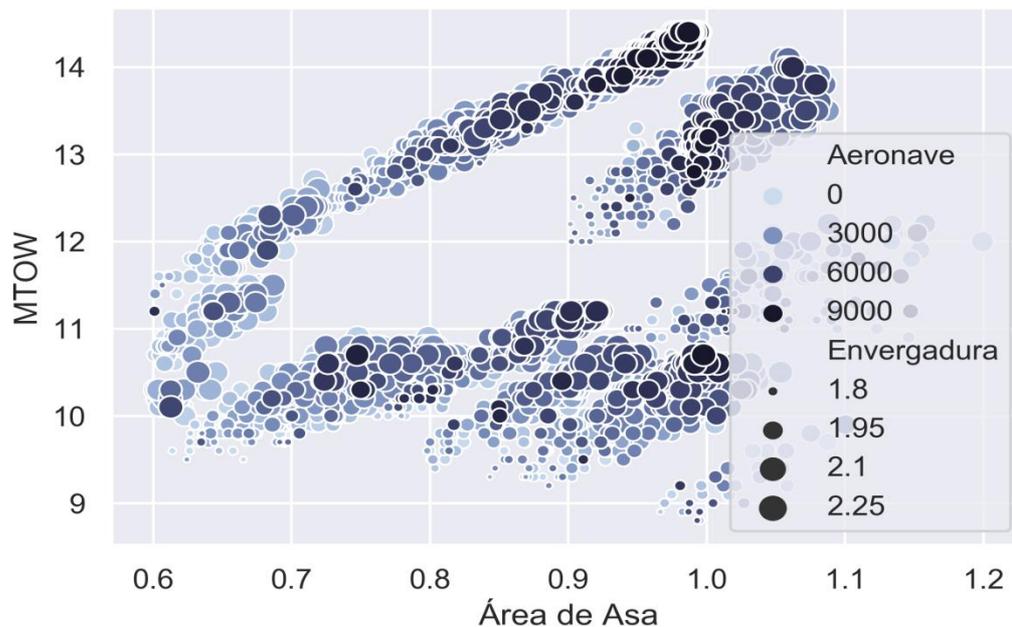
**Figura 6.** Pontos experimentais e regressão para obtenção do coeficiente de atrito

Os valores de  $\mu$  e a curva de regressão da melhor hélice, a 12.25x3.75SF, foram acoplados à análise descrita na seção de Análise da Aeronave. Com isto, foi possível dar início ao processo de otimização como descrito na Fig. (4). Ao todo foram 7845 aeronaves avaliadas durante o processo que estão apresentadas nas Fig. (7), Fig. (8), Fig. (9) e Fig. (10). Nas duas primeiras estão presentes análises referentes à asa da aeronave. Pode-se observar que a envergadura é um fator limitante, uma vez que o MTOW aumenta

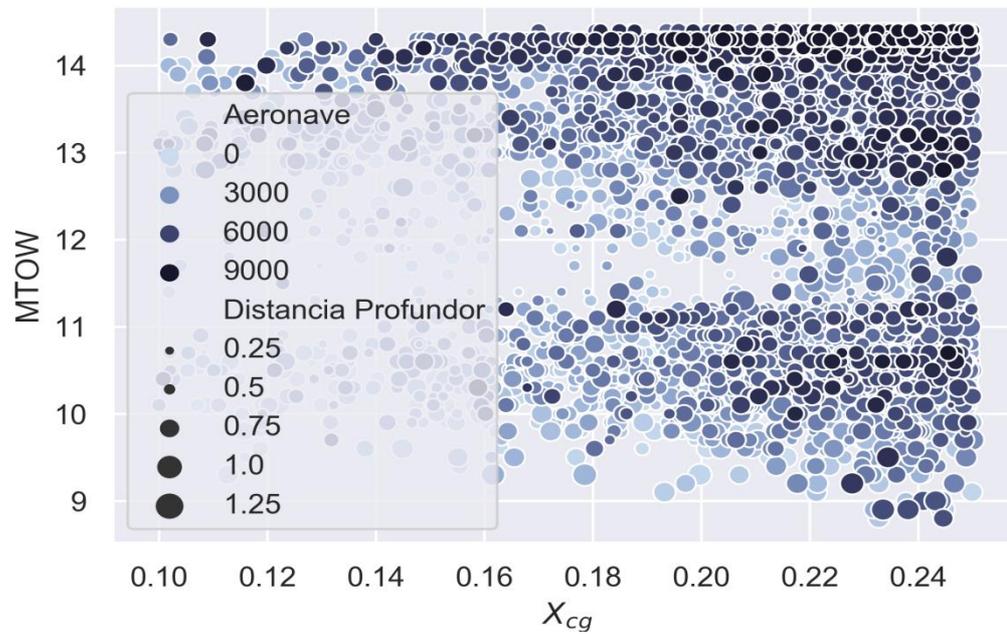
dependente com a mesma. Já a área alar parece ter um ponto ótimo para cada envergadura, por isso a aglomeração de pontos de mesmo tamanho na Fig.(8).



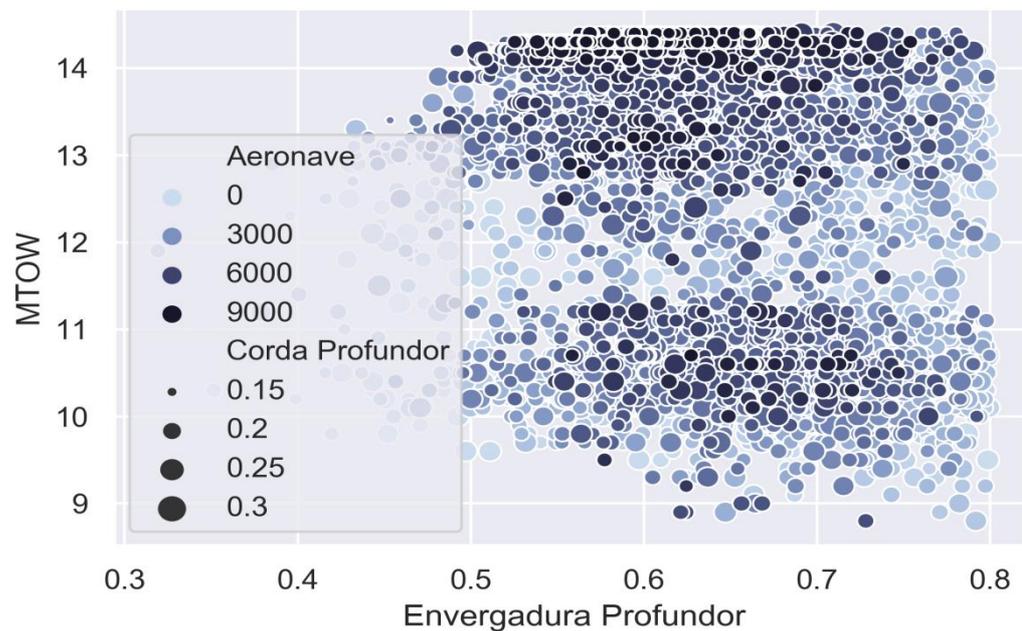
**Figura 7.** Aeronaves avaliadas e convergência do processo mostrando variáveis referentes à asa



**Figura 8.** Aeronaves avaliadas e convergência do processo mostrando variáveis referentes à asa



**Figura 9.** Aeronaves avaliadas e convergência do processo mostrando variáveis referentes à estabilidade



**Figura 10.** Aeronaves avaliadas e convergência do processo mostrando variáveis referentes ao profundor

A Fig. (9) representa as aeronaves do ponto de vista de estabilidade. Como pode ser observado, a questão de estabilidade não influencia fortemente na performance da aeronave, uma vez que há indivíduos com MTOW próximo ao máximo obtido em todas as regiões do gráfico e com variados tamanhos. Assim, conclui-se que a posição do CG é pouco relevante, bem como a distância de cauda, servindo ambas como restrições.

Algo semelhante ocorre com a análise de profundor demonstrada na Fig. (10). Com exceção de uma pequena área à esquerda, o comportamento observado no gráfico anterior se repete.

Por se tratar de uma análise não estrutural, o comportamento observado para ambas as envergaduras do profundor e da asa já era esperado, uma vez que a maximização destes permite a diminuição do arrasto aerodinâmico e consequente aumento de velocidade, o que impacta no MTOW da aeronave. Dessa forma, o acoplamento de uma análise estrutural poderia agregar grande valor à otimização e demonstrar aeronaves ainda mais eficientes e construtíveis. Como ainda não há tal análise, a seleção da aeronave considerando-se construtibilidade e peso vazio, bem como espaço de busca inicial das aeronaves depende muito da experiência do projetista, afetando o resultado final da otimização.

As dimensões finais da aeronave estão apresentadas na Tab. 2, possuindo um MTOW de 14,40 kg.

**Tabela 2.** Dimensões finais da aeronave selecionada

$b_w$ [m]	$S_w$ [m <sup>2</sup> ]	$X_{CG}$ [%]	H [m]	$b_h$ [m]	$c_h$ [m]
2,140	0,9868	0,2386	0,740	0,580	0,194

## CONCLUSÃO

Com a realização dos ensaios, bem como a avaliação dos resultados obtidos a partir destes, pôde-se selecionar a melhor hélice disponível para o motor proposto à integrar o conjunto motopropulsor da aeronave e levantar sua curva de tração máxima para diferentes velocidades de operação. Pôde-se, ainda, alcançar a estimativa de um valor real para o coeficiente de atrito de rolagem gerado pelo conjunto de trem de pouso, sendo esse aproximadamente igual à 0,0382.

A aeronave selecionada possui dimensões totalmente construtíveis por manufatura. Trata-se de uma aeronave pequena, o que a torna transportável, com um motor de 550 g com menos de dois cavalo de potência capaz de transportar 14,40 kg de carga total. Do ponto de

vista de material, é uma aeronave barata, pois a área de asa tem relação diretamente proporcional com o custo e a mesma apresenta-se relativamente pequena. Além disso, foi escolhida uma configuração retangular para empenagens, devido à simplicidade de construção por manufatura que será o método utilizado para construção inicial. Isso não significa que a análise e otimização se limita a estas características.

Os parâmetros de entrada, tração e atrito, foram fundamentais para continuidade do projeto inicial da aeronave e conseguinte otimização numérica, uma vez que estes são de grande relevância na avaliação do desempenho em solo e corrida de decolagem. A otimização numérica por sua vez, possibilitou a obtenção de uma aeronave extremamente eficiente no quesito de máxima carga de decolagem. Pode ser observado que ainda que com um grande campo de projeto, foi definida uma configuração capaz de sobressair a todas as outras.

Para um projeto futuro mais refinado, objetiva-se a implementação de uma rotina de cálculos estruturais no processo de otimização desenvolvido, possibilitando estimativas dimensionais para o projeto estrutural da aeronave, com ênfase no *tail boom* e na longarina da asa. Com a inserção de tais parâmetros, seria possível avaliar o peso vazio do conjunto como um todo, bem como seus momentos de inércia, permitindo uma avaliação mais completa para otimização do projeto.

### AGRADECIMENTOS

A UNESP, a Unidade e ao Departamento de Engenharia Mecânica pelo apoio material e financeiro.

### REFERÊNCIAS

- Gudmundsson, S., 2004. General Aviation Aircraft Design : Applied Methods. ISBN 9780123973085.
- Nelson, Robert C., Flight Stability and Automatic Control, Second Edition, WCB/McGraw-Hill, 1998.
- Owens, D. Bruce, Weissinger's Model of the Nonlinear Lifting-line Method for Aircraft Design, 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno, NV, U.S.A., 1998.

Rodrigues, Luiz E. M. J., Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign:Aerodinâmica e Desempenho. 2014, 320p.

Sadraey, M.H., 2013. Aircraft Design - A Systems Engineering Approach. ISBN 9781119953401.

Storn, R., 1997. Differential Evolution – A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces.

### **DECLARAÇÃO DE RESPONSABILIDADE**

Os autores Vinícius de Araújo Salmazo, Guilherme de Araujo Gonçalves e Miguel Ângelo Menezessão os únicos responsáveis pelo material impresso contido neste artigo.

### **ÀREA DE CONHECIMENTO DO TRABALHO**

Assinalar aqui, com um X, a seção ‘área de conhecimento do trabalho’.

- Acústica, Vibrações e Dinâmica
- Automação Industrial
- Energia
- Fabricação Mecânica e Materiais
- Gestão de Manufatura
- Mecânica Computacional
- Mecânica dos Sólidos
- Otimização e Análise
- Projeto de Máquinas
- Termociências e Mecânica dos Fluidos