

OTIMIZAÇÃO POR EVOLUÇÃO DIFERENCIAL DO DESIGN PRELIMINAR COM RESTRIÇÕES PARA AERONAVES

Guilherme de Araujo Gonçalves, goncalves.a.gui@gmail.com¹

Ruhan Carlos Ponce de Oliveira, ruhanponce94@gmail.com¹

Miguel Ângelo Menezes, miguel@dem.feis.unesp.br¹

¹Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira, Passeio Ilheus 123 - Centro, Ilha Solteira - SP, CEP 15385-000

Resumo: Apresenta-se uma metodologia para o projeto preliminar de uma aeronave, otimizando sua configuração inicial pelo método de evolução diferencial. São levados em consideração parâmetros básicos da aeronave, como área de asa, envergadura, motor e máximo peso de decolagem. Dessa forma, busca-se maximizar a carga útil carregada com a configuração mais reduzida, implicando em menor motor e/ou menor área alar e envergadura, reduzindo também arrasto e proporcionando economia de combustível, requisito fundamental para uma aeronave atual.

Palavras-chave: Projeto, Design, Aeronave, Otimização

1. LISTA DE SÍMBOLOS

AR	- Razão de aspecto da asa.
C_{L0}	- Coeficiente de sustentação da corrida de decolagem.
C_{LTO}	- Coeficiente de sustentação de decolagem.
CR	- Taxa de <i>Crossover</i> da evolução diferencial.
D	- Força de arrasto total.
DW	- Peso diferencial da evolução diferencial.
e_0	- Fator de eficiência de Oswald para a aeronave completa.
Fat	- Força de atrito com o solo.
K	- Coeficiente de proporcionalidade da polar de arrasto.
m	- Massa da aeronave.
$MTOW$	- Máximo peso de decolagem (<i>Maximum Take-Off Weight</i>).
N	- Força normal.
T	- Força de tração.
V_{TO}	- Velocidade de decolagem da aeronave.
V_x	- Velocidade da aeronave no eixo x .
V_y	- Velocidade da aeronave no eixo y .
W	- Força peso.
μ	- Coeficiente de atrito com o solo.

2. INTRODUÇÃO

O projeto de aeronaves pode ser dividido essencialmente em três partes. O Projeto Conceitual, sendo esta a fase que serão discutidas a missão da aeronave e as possíveis configurações para atender a esse quesito. Nesta parte, não há extensiva realização de cálculos, sendo os mesmos básicos e pautados por projetos já existentes. Em seguida, passa-se ao Projeto Preliminar, no qual serão analisadas mais detalhadamente as configurações propostas no Conceitual, buscando a melhor solução para o problema. Ferramentas de baixo custo computacional e média precisão são utilizadas nessa parte. Por fim, o Projeto Detalhado é executado, aperfeiçoando cada possível área da aeronave para convergência em uma solução final. O custo computacional desta parte é alto, assim como se espera que seja a precisão.

Atualmente, há um tratamento extensivo do projeto de aeronaves na literatura básica, cobrindo os mais variados aspectos do processo. Contudo, mesmo com a vasta cobertura existente, o design preliminar pode ser muito aprimorado em relação às metodologias já propostas. Isto porque os mesmos baseiam-se em equações analíticas simplificadas que não necessariamente representam o modelo real da aeronave.

Embora seja plausível para o dimensionamento inicial, faz-se necessário uma análise de maior detalhe para que se

possa otimizar o *Design* Preliminar. Sendo a escolha da configuração um processo iterativo, quanto melhor a solução inicial, mais rápido e com maior precisão a solução final é encontrada. A escolha rápida de uma aeronave que cumpra os requisitos da missão proposta permite maior refino nas fases de Projeto Detalhado. Além disso, as variáveis utilizadas no



Figura 1: Aeronave Cessna 172. Retirado de Topwar (2016).

dimensionamento inicial nem sempre são suficientes para fornecer as melhores aeronaves que possam realizar a missão, ao mesmo tempo que outras não seriam necessárias, tornando o processo mais complicado, menos eficiente e muito mais caro.

Para demonstrar a capacidade de uma otimização ainda no estágio preliminar do projeto de aeronaves foi tomada como base a aeronave Cessna 172, demonstrada na Fig. 1. A mesma é considerada a mais bem sucedida da história com mais de 44.000 unidades vendidas até o momento. A intenção desta escolha é demonstrar que, ainda que muito bem projetado e sendo de ótima confiança, trata-se de um modelo com muito a ser aperfeiçoado se levado em conta a metodologia aqui adotada, podendo resultar em uma aeronave melhor. Assim, para a aeronave em questão, busca-se obter uma aeronave capaz de realizar as mesmas funções com as dimensões mais reduzidas possíveis, o que gera redução do custo produtivo, consumo de combustível, ruído e gasto de material, características muito importantes para produtos atuais e de relação direta com o tamanho da aeronave.

3. PROCEDIMENTO COMPUTACIONAL

3.1 Modelo Matemático

Baseando-se na análise presente em (Sadraey, 2013; Roskam *et al.*, 1997 e Gudmundsson, 2004), o modelo da corrida de decolagem de uma aeronave qualquer pode ser descrita pelo conjunto de equações diferenciais para a Segunda Lei de Newton na direção horizontal e vertical. As forças envolvidas são de sustentação, tração, arrasto, atrito, normal e peso atuantes com diferentes magnitudes em cada momento da corrida, ou do voo. Assim, o sistema é apresentado na Eq. (1) e o esquema de como atuam na aeronave na Fig. 2.

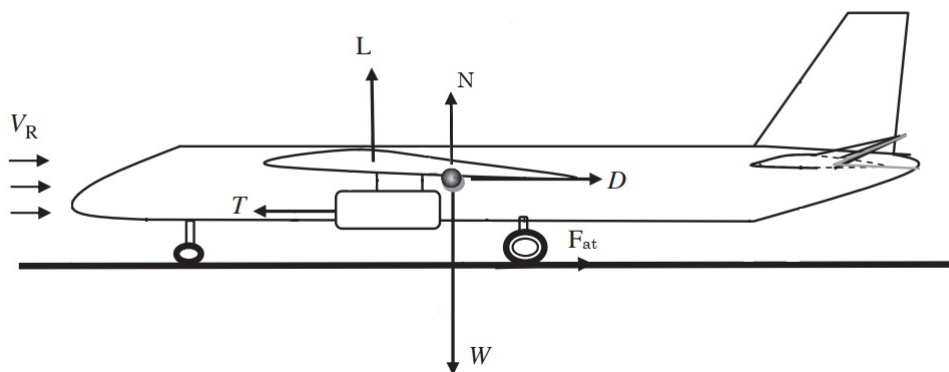


Figura 2: Forças atuantes na decolagem. Adaptado de Sadraey (2013).

$$\begin{aligned}\frac{dV_x}{dt} &= \frac{T - D - Fat}{m} \\ \frac{dV_y}{dt} &= \frac{L + N - W}{m}\end{aligned}\quad (1)$$

As forças podem ser expandidas para melhor entendimento e simplificação do problema. Dessa forma, será mantida a tração como uma função generalizada da velocidade, curva que pode ser obtida experimentalmente ou por dados dos fabricantes dos conjuntos moto propulsivos para aeronaves. Para este trabalho utilizou-se a tração estática experimental fornecida por Mingtai (2012), considerando que ela varia cerca de 10% para menos até o fim da distância de decolagem, hipótese plausível para este tipo de aeronave. As outras grandezas serão desmembradas. A força de arrasto é simplificada pelo polar de arrasto. O arrasto induzido dependente quadraticamente da sustentação acrescida do arrasto parasita, cujo coeficiente pode ser encontrado em literaturas como (Sadraey, 2013 e Gudmundsson, 2004) para configurações parecidas de aeronaves, ou assume-se o pior valor encontrado. Portanto a análise para decolagem é formulada na Eq. (2).

$$\begin{aligned}\frac{dV_x}{dt} &= \frac{T(V_x) - \frac{1}{2}\rho V_x^2 S[C_{D0} + KC_L^2(V_x)] - \mu N(V_x)}{m} \\ \frac{dV_y}{dt} &= \frac{\frac{1}{2}\rho V_x^2 SC_L(V_x) + N(V_x) - mg}{m}\end{aligned}\quad (2)$$

Contudo, condições de contorno devem ser adicionadas ao sistema para que o mesmo reproduza a veracidade do problema. Isto consiste no cálculo da força normal em cada ponto da decolagem, sendo que essa força deverá existir apenas no momento de corrida e não de voo. Pode-se considerar que o piloto entrará em voo quando a aeronave atingir sua velocidade de decolagem, usualmente fixada pouco acima da velocidade de estol. Neste trabalho, a velocidade de decolagem é considerada 20% superior à velocidade de estol. Assim, o cálculo da força normal pode ser realizada de acordo com a Eq. (3). O coeficiente de sustentação considerado na corrida será o de corrida, geralmente utilizado um que possa minimizar a distância de decolagem, enquanto que o utilizado após a velocidade de decolagem será o coeficiente de sustentação de decolagem e por isso C_L é descrito como função de V_x na Eq. (2).

$$N = \begin{cases} mg - \frac{1}{2}\rho V_x^2 SC_{L0}, & \text{se } V_x < V_{TO} \\ 0, & \text{se } V_x > V_{TO} \end{cases}\quad (3)$$

Ao analisar a decolagem de um avião, é de interesse obter a distância de decolagem, além da altura da aeronave ao fim de uma distância máxima de pista como meio de verificar se a aeronave cumpre os requisitos impostos. Logo, pode-se manipular a Eq. (2), utilizando a regra da cadeia para obter a derivada das velocidades em função da distância percorrida. O resultado está disposto na Eq. (4).

$$\begin{aligned}\frac{dV_x}{dx} &= \frac{1}{V_x} \frac{T(V_x) - \frac{1}{2}\rho V_x^2 S[C_{D0} + KC_L^2(V_x)] - \mu N(V_x)}{m} \\ \frac{dV_y}{dx} &= \frac{1}{V_x} \frac{\frac{1}{2}\rho V_x^2 SC_L(V_x) + N(V_x) - mg}{m}\end{aligned}\quad (4)$$

Assim, todos os parâmetros de interesse podem ser obtidos via solução numérica, visto que as funções de velocidade horizontal podem ser complexas e algumas contém discontinuidades.

3.2 Solução da EDO

A solução numérica pode ser obtida pelo método de Runge Kutta de 4ª Ordem, visto que conhece-se as condições iniciais para os valores de V_x, V_y, x e y , sendo zero para todas no momento de início da corrida. Contudo, como pode ser observado na Eq. (4), a velocidade horizontal ocupa uma posição de denominador, não podendo então ser zero em momento algum. Assim, basta utilizar o limite da mesma tendendo a zero, o que em termos computacionais é representado por um valor muito pequeno, de preferência tão pequeno quanto o erro de truncamento da máquina utilizada.

Algoritmos numéricos para solução de EDOs podem sofrer com singularidades em pontos descontínuos ou de contrariação às leis que regem a equação base. Assim, é necessário dividir a solução em duas partes para que não haja instabilidade numérica no momento em que a aeronave alçar voo, se isso for possível dentro da distância determinada. Ressalta-se que essa solução é utilizada em uma otimização, então todo e qualquer caso possível deve ser previsto e estável numericamente.

A primeira parte consiste na corrida, na qual todas as condições iniciais são zero e o avião percorre a distância pré-fixada em busca de decolagem. Caso o mesmo atinja a velocidade de decolagem, resolve-se a segunda parte que representa o voo, cujas condições iniciais são dadas pela primeira solução, ou seja, a velocidade horizontal é igual a velocidade de decolagem, o valor inicial de x é a própria distância percorrida, e V_y e y são inicialmente zeros. Caso a velocidade de decolagem não seja atingida dentro da distância estipulada, as grandezas verticais V_y e y estarão automaticamente

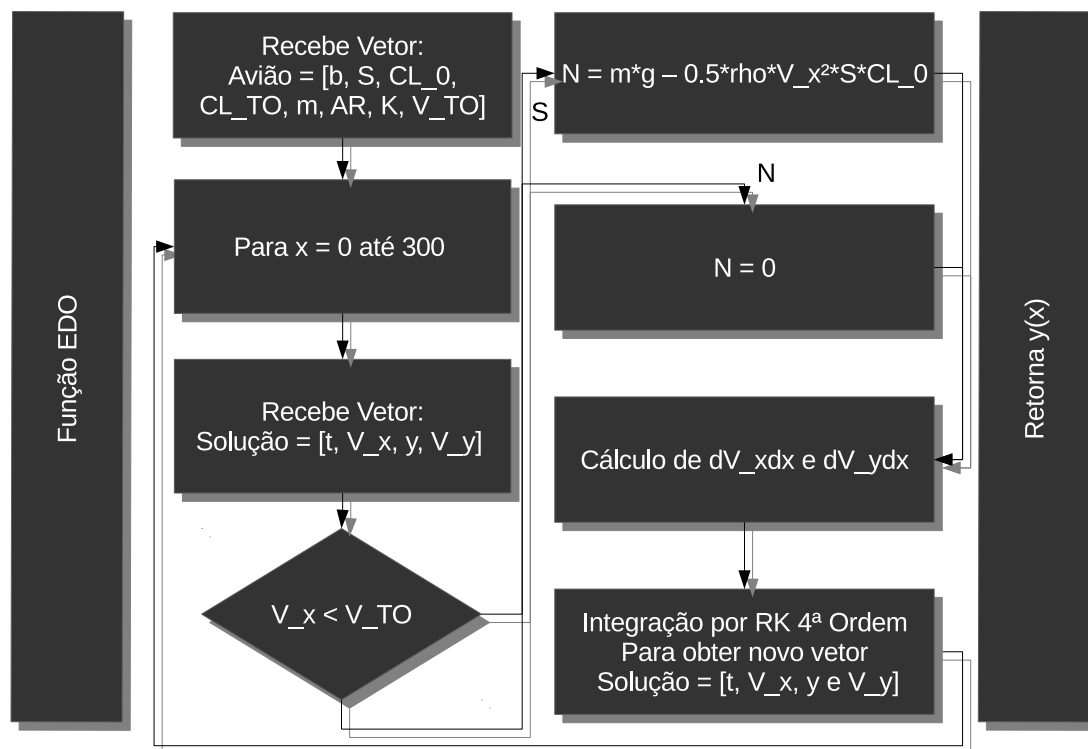


Figura 3: Fluxograma da Função EDO.

resolvidas, permanecendo sempre em zero para qualquer distância. Um fluxograma de funcionamento da EDO está apresentado na Fig. 3.

São basicamente três os possíveis casos ocorridos na análise. O primeiro trata-se de uma decolagem normal, em que tudo ocorre como esperado. O segundo caso é o outro extremo, no qual não há decolagem devido à aeronave não ser capaz de alcançar a velocidade de decolagem dentro da distância especificada. Fora esses casos, que são os mais intuitivos, há ainda a possibilidade do avião alcançar a velocidade para levantar voo, mas ao aumentar seu coeficiente de sustentação para alçar voo, aumenta também seu arrasto e a velocidade cai abaixo da velocidade de estol da aeronave, levando à queda da mesma e se a EDO não for resolvida em duas partes, este caso pode causar instabilidades numéricas, invalidando a solução e causando problemas na futura otimização.

Os resultados obtidos na simulação de decolagem para um teste com a aeronave Cessna 172 para validação são apresentados na Fig. 4. Como pode ser observado, há bastante coerência entre a simulação de decolagem e a corrida real da aeronave. Os dados para a aeronave foram encontradas em Sadraey (2013). A validação da parte de voo da EDO não foi possível por ausência de dados.

3.3 Otimização da Aeronave

Após obter o método de solução para a EDO e o teste para várias aeronaves dentro das possíveis respostas obtidas na decolagem, o processo de otimização pode ser iniciado. Para isso, escolheu-se o método de Evolução Diferencial.

O mesmo consiste em um método estocástico para busca de otimização em amplos espaços de busca sem que a função seja necessariamente diferenciável por não depender de métodos gradientes. Embora Storn (1997) tenha apresentado o mesmo como uma ferramenta para busca em espaços contínuos, a metodologia vem sendo aplicada em espaços também descontínuos com boa resposta. Porém é necessária maior cautela com os resultados finais e mínimos locais nesses casos.

O algoritmo de Evolução Diferencial consiste em iniciar uma população de vetores multidimensionais que representam as características a serem otimizadas e aprimorar iterativamente os vetores para que eles forneçam o melhor retorno possível de uma função objetivo.

A função objetivo consiste em uma função qualquer que recebe os vetores como entrada e retorna um escalar como resposta a ser otimizada. Nesse caso, a mesma consiste em receber um vetor aeronave, definido por envergadura, área alar e coeficiente de sustentação da corrida e retorna a máxima carga de decolagem (MTOW) que pode ser carregada com aquela aeronave. Embora tenham sido realizados estudos com variação do coeficiente de sustentação de decolagem incluso na otimização, manteve-se neste trabalho o mesmo fixo para demonstrar que a alteração do projeto aerodinâmico da aeronave seria mínimo e mesmo assim podem-se obter grandes reduções da geometria total. O fluxograma desta função está disposto na Fig.5.

Em meio a esse processo otimizador há imposições de restrições à performance da aeronave, que podem ser dos mais variados tipos. Para simplificação, foi imposta apenas uma restrição ao final de 270 m para que a altura da aeronave fosse

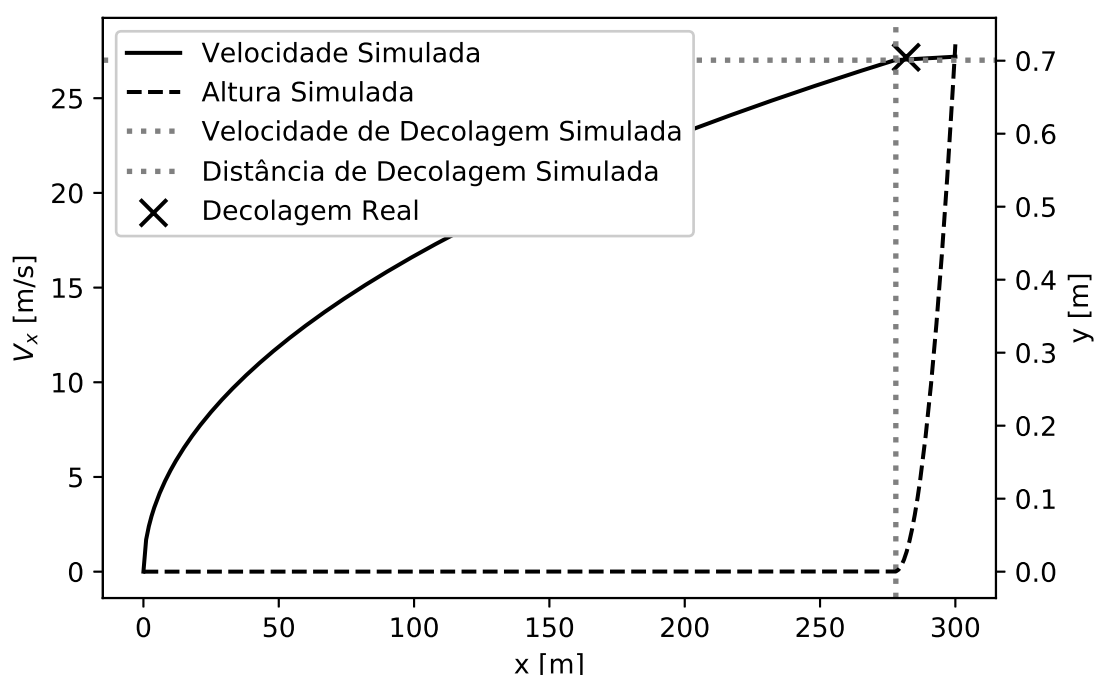


Figura 4: **Validação da simulação de decolagem.**

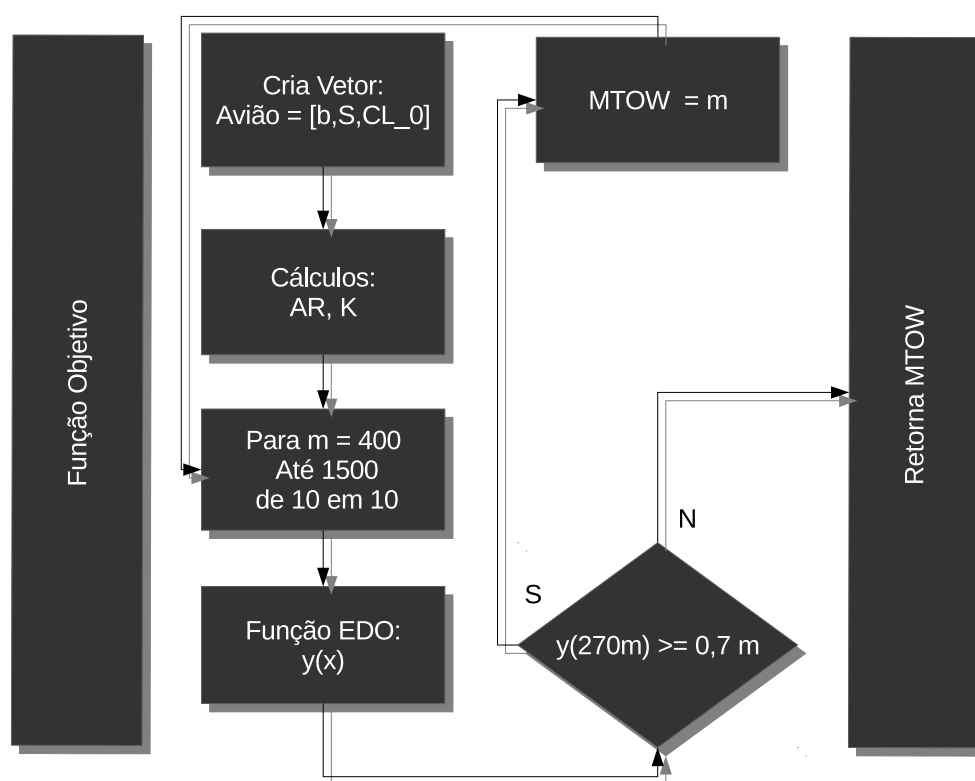


Figura 5: **Fluxograma da Função Objetivo.**

maior que $0,7\text{ m}$, assim realizando o mesmo trabalho que a aeronave Cessna 172 em condições de decolagem. Para uma análise mais detalhada, qualquer restrição pode ser imposta, tanto na geometria, quanto na performance.

Juntando-se todas as funções descritas até o momento, pode-se realizar a otimização por Evolução Diferencial, atividade descrita na Fig. 6.

Para terminar o processo foram realizadas duas otimizações restringindo-se o espaço de busca da otimização subsequente de acordo com o resultado da anterior. Assim, obteve-se a redução das dimensões da aeronave. A variação do

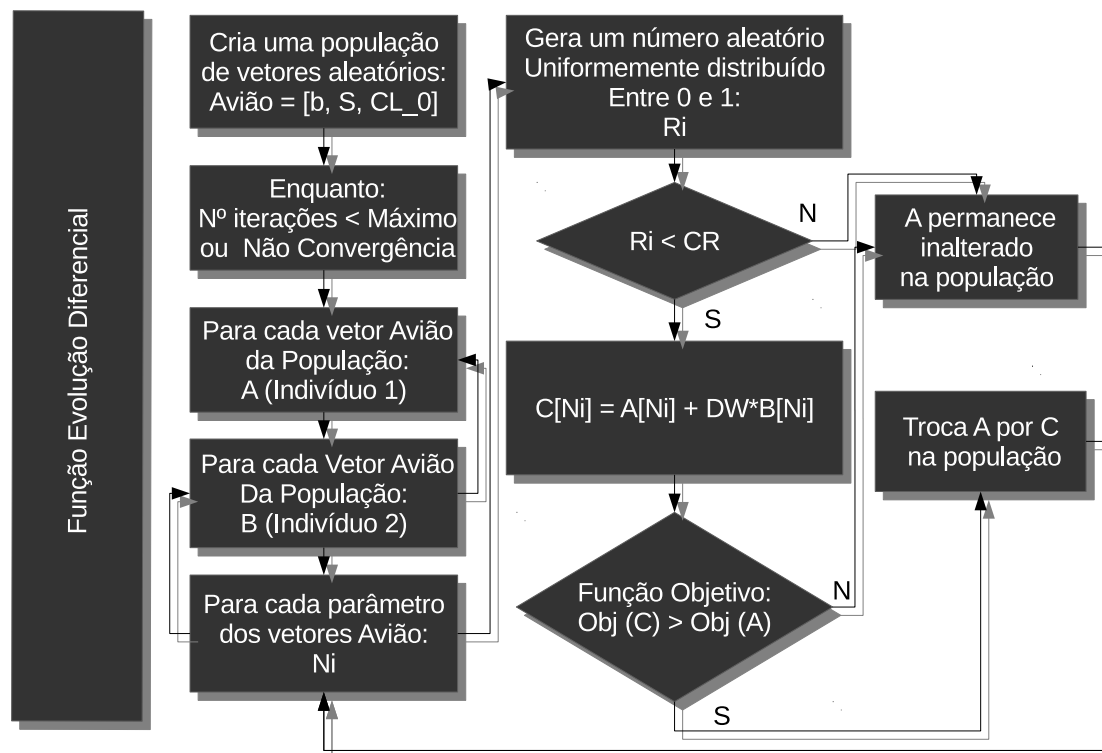


Figura 6: Fluxograma da Função de Evolução Diferencial.

MTOW com cada parâmetro está demonstrada na Fig. 7, bem como a aeronave final dentro do processo.

As dimensões finais da aeronave otimizada, referida por NA01, estão dispostas na Tab. 1 em comparação com a aeronave Cessna 172. É possível notar alguns aspectos importantes. Primeiramente, houve redução muito pequena do MTOW na aeronave otimizada, embora ela consiga alçar voo nas mesmas condições que o Cessna 172. Contudo, a grande redução de dimensão implica em grande redução de massa, o que permite igual até muito maior carga paga, dependendo do projeto estrutural realizado. Também observa-se a redução de 20% na área alar e de 33% na envergadura da aeronave, e uma pequena redução do coeficiente de sustentação da corrida, que provoca redução de arrasto induzido, mas ainda cria sustentação para diminuir o atrito de rolagem. Esse aspecto traduziria-se em mudança do ângulo de ataque da asa ao ser instalada na fuselagem para a solução mais simples, ou a utilização de um perfil aerodinâmico diferente para uma mudança total de projeto aerodinâmico. Desta forma, a aeronave otimizada pode decolar em 270 m contra 281 m do Cessna. Enquanto isso, o projeto aerodinâmico necessitaria de alterações mínimas se utilizada a mesma geometria de asa, visto que ao utilizar-se o mesmo perfil aerodinâmico, um aumento na eficiência dos flaps pode proporcionar a obtenção do mesmo coeficiente de sustentação de decolagem. Outra alternativa seria a mudança do perfil aerodinâmico para proporcionar maior sustentação, ou também a mudança da geometria de asa para uma mais eficiente.

Tabela 1: Comparação entre o Cessna 172 e a NA01.

	b [m]	S [m ²]	C_{L0} [adim.]	C_{LTO} [adim.]	X_{TO} [m]	MTOW [kg]
Cessna 172	11,00	16,2	0,50	1,80	281	1043
NA01	7,34	12,9	0,37	1,80	270	1010

4. CONCLUSÕES

O presente trabalho apresenta um método de otimização da configuração inicial de aeronaves. Para isso, conta-se com um método mais robusto de análise para a decolagem da aeronave, maior importância de projeto para a maioria das aeronaves, sobretudo para as subsônicas, enfoque deste projeto.

Buscou-se demonstrar a capacidade da metodologia aplicando uma otimização tomando como base a aeronave Cessna 172, que mesmo sendo a aeronave mais bem sucedida da história, ainda pode ser otimizada. O resultado é uma redução muito considerável da geometria base, reduzindo assim arrasto, ruído, consumo de combustível, gasto produtivo e consumo de material.

A utilização desta metodologia pode ser ampliada em inúmeros aspectos, acoplando-se análises de teto máximo, tempo de voo, velocidades mínimas ou máximas e qualquer outro requisito proposto, refinando-se ainda mais o projeto inicial. A utilização com apenas a distância de decolagem como restrição foi escolhida apenas para demonstração inicial e por ser o maior, e muitas vezes único requisito de projeto de aeronaves subsônicas.

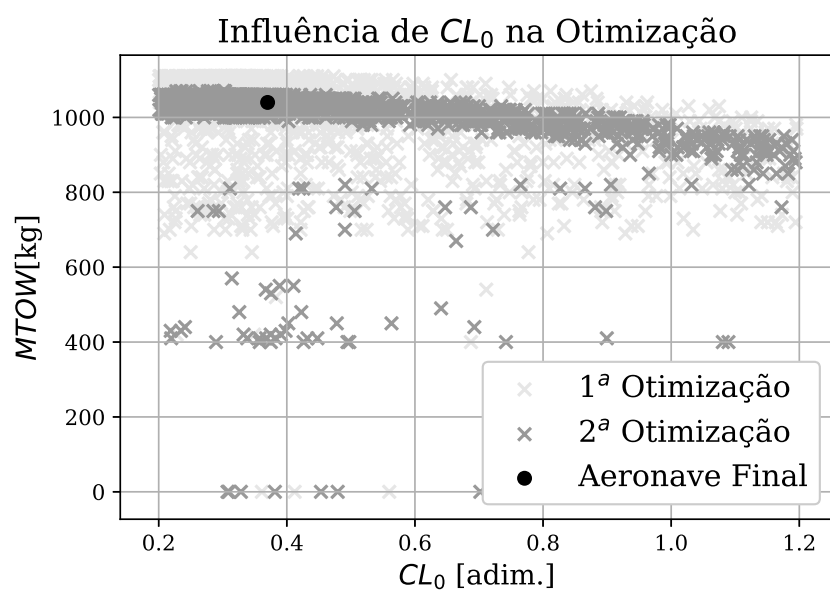
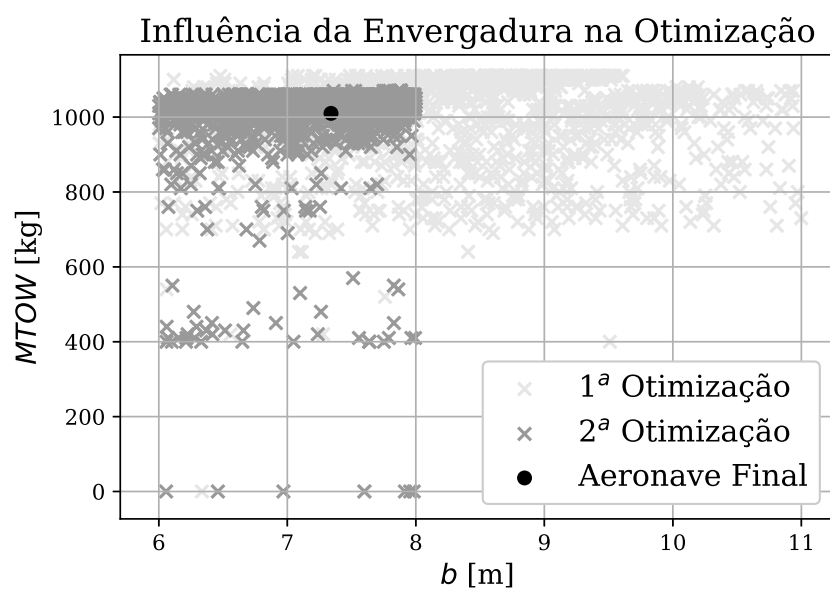
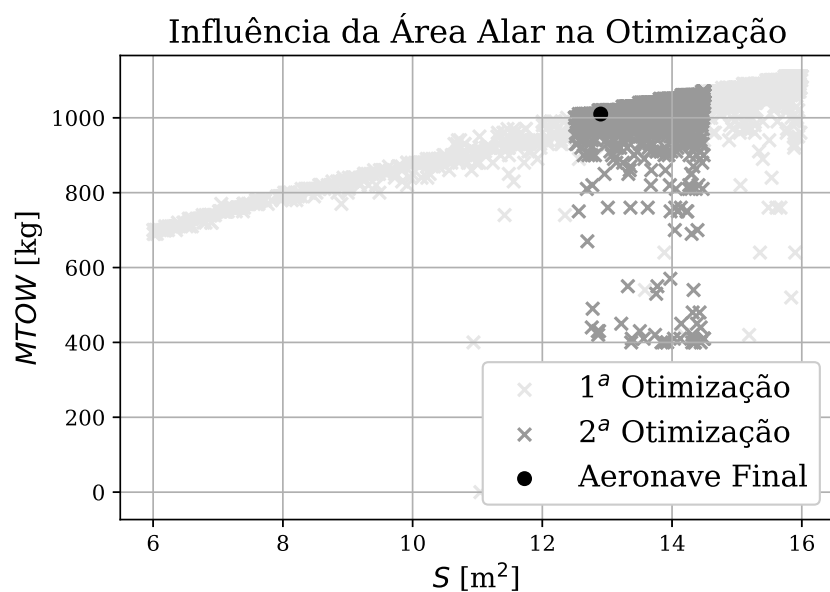


Figura 7: Evolução do processo de otimização.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores gostariam de agradecer a UNESP - Universidade Estadual Paulista "Júlio de Mesquita Filho", a Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, o Departamento e o Conselho de Curso de Engenharia Mecânica pelo suporte material e financeiro à pesquisa. Assim como à Equipe Zebra de AeroDesign, pelo contato com o meio aeronáutico.

6. REFERÊNCIAS

- Gudmundsson, S., 2004. *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods*. ISBN 9780123973085.
- Mingtai, C., 2012. "Static thrust measurement for propeller-driven light aircraft". *The 2nd International Conference on Computer Application and System Modeling*.
- Roskam, J., Tau, C. and Lan, E., 1997. *Airplane Aerodynamics and Performance*. ISBN 1884885446. doi: 10.1017/CBO9781107415324.004.
- 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*.
- Topwar, 2016. *Air Bestseller - Cessna-172 Skyhawk*. URL :<https://topwar.ru/103916-vozdushnyy-bestseller-cessna-172-skayhok.html>.

7. RESPONSABILIDADES AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material incluído no trabalho.

AIRCRAFT PRELIMINARY DESIGN CONSTRAINED OPTIMIZATION USING DIFFERENTIAL EVOLUTION

Guilherme de Araujo Gonçalves, goncalves.a.gui@gmail.com¹

Ruhan Carlos Ponce de Oliveira, ruhanponce94@gmail.com¹

Miguel Ângelo Menezes, miguel@dem.feis.unesp.br¹

¹São Paulo State University (Unesp), School of Engineering, Ilha Solteira, Passeio Ilheus 123 - Centro, Ilha Solteira - SP, CEP 15385-000

Resumo: A Preliminary Aircraft Design methodology is presented, optimizing its configuration by Differential Evolution. It takes account aircraft basic parameters, i. e. wing area, span, engine and maximum take off weight. In this way, it's seeked payload maximizing with the most reduced configuration, leading to more compact engines and/or wing area and span, reducing drag and improving fuel burn, fundamental aspects to actual aircrafts.

Palavras-chave: Project, Design, Aircraft, Optimization