

OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR DE PROJETO DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO UTILIZANDO ALGORÍTMO GENÉTICO

Augusto Mandelli¹

Prof. Dr. Elvys Isaías Mercado Curi²

Resumo: A evolução da engenharia exige aplicar conhecimentos multidisciplinares e o uso de ferramentas que auxiliam no processo de tomadas de decisão. Nos cálculos da engenharia aeronáutica, avaliar as características de uma aeronave requer conhecimento de diversas áreas, tais como: aerodinâmica, estabilidade, controle, desempenho, estruturas entre outros, porém, estes cálculos devem estar interconectados procurando a otimização em conjunto. A utilização da otimização multidisciplinar de projeto MDO é uma ferramenta amplamente utilizada na indústria aeronáutica que, por meio de uma função objetivo, se maximiza o desempenho, satisfazendo algumas restrições. Para o projeto de um Veículo Aero Não Tripulado - VANT, um algoritmo de cálculo otimizado multidisciplinar foi desenvolvido e implementado em um programa do *software* MATLAB®. Por meio da utilização de um algoritmo genético, calcula-se a maximização mono objetiva global, com restrições lineares e não lineares. O objetivo é formular um algoritmo que forneça dados para projetar uma VANT que consiga levantar a maior carga paga, com o menor peso do veículo aéreo não tripulado, além de outros objetivos impostos pelo regulamento da competição SAE Aerodesign Brasil. A otimização, foi implementada com a integração do *software* AVL®, que determina os coeficientes aerodinâmicos, assim como o a modelagem de corrida de decolagem da aeronave, usando integração numérica. Deste modo, englobou-se as disciplinas de aerodinâmica, estabilidade, controle, desempenho e estruturas. Com os resultados do algoritmo se projetou, fabricou e testou a aeronave que participou na competição de Aerodesign SAE Brasil - 2019, obtendo melhor desempenho histórico comparada a outras participações.

Palavras-chave: Otimização, Algoritmo Genético, MDO, Projeto Aeronáutico, VANT.

1. INTRODUÇÃO

O setor aeronáutico demanda de uma acuracidade elevada, além de métodos e regulamentos de homologação de aeronaves extensos e detalhados, tornando um projeto complexo comparado aos demais setores de mobilidade. Não diferente, na competição SAE Aerodesign Brasil, as aeronaves projetadas buscam obter o mesmo grau de assertividade por meio da criação de programas de

¹ Graduando em engenharia mecânica. E-mail: mandelli.augusto@gmail.com

² Prof. Dr. Elvys Isaías Mercado Curi. E-mail: elvys.curi@satc.edu.br

otimizações e testes práticos a fim de se ter conhecimento dos níveis mais críticos que a aeronave poderá sofrer.

Portanto, buscar a melhor solução para estas aeronaves não é tarefa simples, requerendo a união de pelo menos quatro setores chave de projeto, que são: desempenho, aerodinâmica, estabilidade e controle da aeronave. Cálculos isolados e atividades por tentativa e erro e acertos, manualmente, não são a solução mais eficaz para otimizar as variáveis. No ano 2018 foi iniciado o desenvolvimento de um programa que realize os cálculos parciais de todas estas áreas, incorporando os resultados de cada setor e inter-relacionando-os em função dos objetivos e restrições com o propósito de determinar as dimensões geométricas de uma aeronave. O cálculo integral para o conjunto de dados incorporados ao programa também calcularia a capacidade de carga e o peso da aeronave em projeto. Foram usados conceitos de otimização e inteligência artificial para discriminar os piores resultados e selecionar os melhores resultados.

Para o desenvolvimento do programa, foram usadas as ferramentas conhecidas como otimização multidisciplinar em projeto, ou MDO (Multidisciplinary Design Optimization), auxilia no processo de definição de geometrias essenciais no avião, como a asa e o estabilizador horizontal, baseado em restrições impostas pela própria equipe na melhoria das características da aeronave.

Para cada necessidade de otimização, existem determinados algoritmos que atendem ao processo, dependendo do seu grau de complexidade. O objetivo deste trabalho é formular um algoritmo genético, que forneça a otimização por áreas temáticas, determinando resultados parciais, os quais se submetem a uma sequência de cálculos integrais, de todo o projeto da VANT. Os valores finais, de um conjunto de dados de entrada, são resultados que se comparam aos resultados de outros dados de entrada, em função dos objetivos, imposto no programa. Após da seleção do melhor resultado, se obtém a geometria e características construtivas da VANT.

Assim, este trabalho tem como objetivo desenvolver um programa de otimização multidisciplinar de projeto utilizando algoritmo genético afim de definir as principais geometrias de uma aeronave radio-controlada para uso na competição SAE Aerodesign Brasil, satisfazendo restrições e obrigações do regulamento da competição (AERODESIGN, 2019 e 2020).

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Pesquisas e estudos relacionados aos assuntos de projeto aeronáutico, otimização multidisciplinar e algoritmos de otimização são apresentadas a seguir.

2.1 PROJETO AERONÁUTICO

Para Sadraey (2013) o projeto de aeronaves envolve a participação de seis disciplinas fundamentais: dinâmica de voo, aerodinâmica, propulsão, estrutural, gerenciamento de projeto e projeto de engenharia.

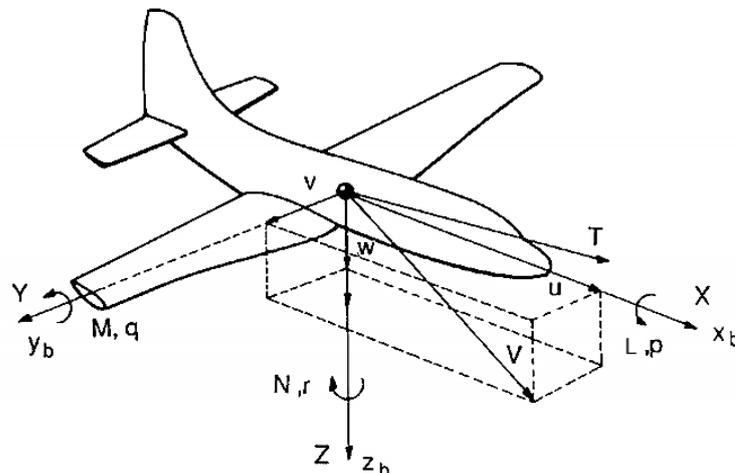
Segundo Raymer (1989) o projeto de aeronaves se divide em três fases: conceitual, preliminar e detalhada.

O presente trabalho pode ser empregado na fase preliminar, consistindo em utilizar o programa para gerar a primeira geometria, que após testes práticos, realimenta o algoritmo para que possa ser gerado uma geometria otimizada, contornando possíveis problemas.

Boutemedjet (2018) traz em seu estudo de otimização que em projeto conceitual é apresentado um breve descritivo de como a aeronave se comportará no âmbito de aerodinâmica, sua configuração, seu tamanho aproximado, peso e performance esperada.

Na Fig. 1, Nelson (1989) mostra o sistema de coordenadas da aeronave.

Figura 1: Sistema de coordenadas de uma aeronave.



Fonte: Nelson (1989).

2.2 OTIMIZAÇÃO MULTIDISCIPLINAR

A busca por uma otimização de projeto força o engenheiro a visualizar o projeto de forma global, entendendo como cada variável pode influenciar no resultado, identificando qual objetivo se busca e quais são as restrições que devem ser analisadas.

Haupt (1998), descreve que otimização consiste em buscar variações em um conceito inicial e melhorando o mesmo a partir das informações coletadas, buscando o mínimo de uma função objetivo, conforme por ser visto na Fig. 2.

Segundo Rao (2009), os engenheiros precisam tomar muitas decisões gerenciais e tecnológicas em diferentes etapas. O objetivo das decisões é minimizar o esforço ou maximizar algum benefício desejado. Se o esforço requerido ou o benefício desejado, possam ser descritos como uma função com variáveis, a otimização pode ser aplicada como um processo para encontrar as variáveis que maximizem ou minimizem essa função.

2.3 ALGORITMOS DE OTIMIZAÇÃO

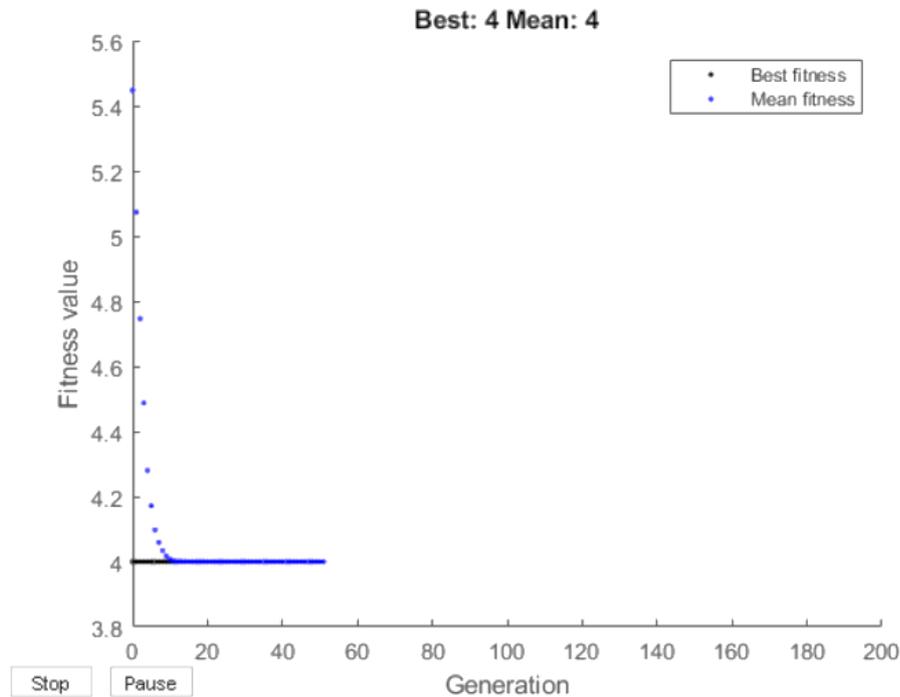
Weise (2009) divide os algoritmos de otimização em duas categorias: probabilísticos e determinísticos.

Algoritmos determinísticos são normalmente utilizados quando se tem uma relação linear e não complexa entre a possível solução e o problema existente. Porém, se a relação entre o problema e solução não for linear e que envolva muitas variáveis, fica complicado de se utilizar métodos determinísticos para buscar por uma solução. Logo, o método probabilístico entra em ação atendendo a problemas complexos e não tão óbvios, através de métodos onde se busca um mínimo ou máximo global para solucionar um problema.

Um exemplo de probabilístico é o algoritmo genético, através de uma técnica de busca e otimização que utiliza dos princípios da genética e seleção natural.

Através de estatística e probabilidade, permite reproduzir dentro de uma determinada restrição, atingindo o máximo ou mínimo global que se deseja de uma função objetivo. A Fig. 2 exemplifica o comportamento gráfico da utilização deste algoritmo.

Figura 2: Comportamento gráfico de otimização utilizando algoritmo genético.



Fonte: MATLAB®.

Para Papageorgiou (2018) o MDO tem módulos de simulação que avalia o efeito total da interrelação de um determinado cenário operacional. Durante o processo há muitas variáveis contínuas e inteiras combinadas é decomposto em uma arquitetura de vários níveis e, em particular, é tratado como um problema de cálculos que inclui uma rotina de otimização aninhada para dimensionar uma aeronave "ainda não projetada".

Segundo a documentação do MATLAB®, o algoritmo genético é um método para resolver problemas de otimização com ou sem restrições, baseando-se na seleção natural. O algoritmo cria uma população inicial dentro das limitações impostas para cada variável e, a cada passo, seleciona indivíduos aleatórios para serem os pais que irão produzir os filhos para a próxima geração. Por gerações consecutivas, a população vai evoluindo em direção a uma solução ótima.

Para a formulação algoritmo pode-se usar dois métodos: o direto e o inverso. Sousa (2008) explica para avaliar os coeficientes aerodinâmicos perfil de uma asa de avião, no método inverso inicialmente se especifica a distribuição requerida de pressões ou de velocidades. O algoritmo inverso, basicamente efetua a inversão de um modelo de análise de escoamento, a geometria que proporciona a distribuição

especificada é recuperada. No método direto, a geometria é trabalhada diretamente, e as distribuições de pressões ou de velocidades são analisadas posteriormente. Cada metodologia apresenta vantagens e desvantagens que devem ser avaliadas de acordo com o problema de projeto que se deseja resolver.

O projeto de uma superfície ou componente aerodinâmico recai, intrinsecamente, em um problema de otimização em que vários objetivos ou multiobjetivos devem ser avaliados simultaneamente, de modo a atender aos requisitos esperados no projeto final. A escolha de uma função objetivo ou multiobjectivo está relacionado com o tempo de processamento e o tipo de “solver” que o algoritmo empregaria. (Sousa, 2008)

3. PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

Para a formulação de um programa de cálculo é necessário definir os dados de entrada, os modelos analíticos a ser usados, os objetivos a serem atingidos, as restrições e os dados de saída.

3.1 REQUISITOS E METAS

Inicialmente, para definir os dados de entrada e variáveis, foi realizado uma análise dos requisitos, internos e externos, para que posteriormente se defina os parâmetros de controle para modelamento dos dados de saída do algoritmo MDO.

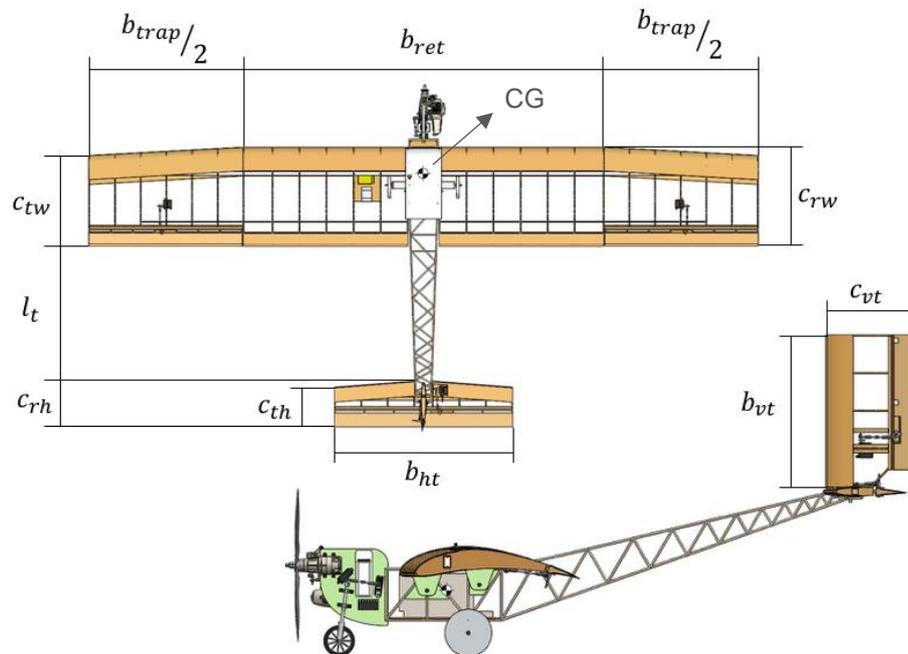
Os requisitos externos, proveniente do regulamento da competição, traz como principais mudanças, comparado ao ano de 2018, uma diminuição da corrida de decolagem, passando de 60 metros para 50 metros, um aumento na soma da envergadura com o comprimento da aeronave, devendo ser igual ou menor a 3,70 metros e que, para que seja possível participar de todas as baterias de voo, a aeronave deverá carregar no mínimo uma carga paga de 10,0kg.

Os requisitos internos, oriundos da definição da equipe para a constante evolução da equipe, foi pontuado que deverá ser construído um protótipo prévio à entrega dos relatórios de projeto, afim de realizar teste e de descobrir o MTOW (Peso Máximo de Decolagem) da mesma, de que a massa da aeronave apresente uma redução de 25% de sua massa em relação ao ano anterior (2018).

3.2 PROJETO CONCEITUAL

Pelo histórico da competição, baseado na experiência dos membros e compreensão da teoria em engenharia aeronáutica aplicada ao projeto SAE Aerodesign Brasil exposto por Da Rosa (2006), optou-se em projetar o avião com o motor dianteiro, hélice bipá, fuselagem treliçada, trem de pouso triciclo, empenagem convencional e geometria da asa mista, sem diedro e sem enflechamento, exemplificado na Fig. 3. Devido à questão financeira, visto que a equipe possuía dois motores O.S. 0.55 AX, (tipo glow), em funcionamento, não foi considerado adquirir outro modelo.

Figura 3: Vista superior e lateral das configurações da aeronave adotadas para o projeto.



Fonte: Do autor.

Os nomes das dimensões são usados como algumas variáveis do algoritmo de cálculo. Cada termo se relaciona com uma função do modelo de cálculo adotado.

Por meio do algoritmo que utilize os conceitos de MDO, ficou estabelecido obter dimensões em planta da asa e dos estabilizadores horizontal e vertical, com incremento do ângulo de ataque da asa.

A otimização foi definida como mono objetiva, pois, verificando o regulamento, notou-se que a variável carga paga representa a maior relevância na pontuação da competição de voo, sendo assim buscou-se maximizar a função que a representava. Cálculos posteriores aprimoraram outros objetivos de menor peso do avião complementando-se com a análise dinâmica de decolagem e pouso do avião.

3.3 VARIÁVEIS DE PROJETO

A partir do projeto conceitual, isolou-se todas as variáveis de projeto a serem otimizadas, podendo ser visualizadas através da Tabela 1.

Tabela 1: Variáveis de projeto.

VARIÁVEL	mtow	c_{rw}	c_{tw}	b_{trap}	b_{ret}	X_{cg}	b_{ht}	c_{rh}	c_{th}	l_t	α_w
REPRESENTAÇÃO	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5	X_6	X_7	X_8	X_9	X_{10}	X_{11}

Fonte: Do autor (2020).

3.4 RESTRIÇÕES

Para cada variável de projeto foi imposto restrições laterais superiores e inferiores, no qual foram determinadas com base no conhecimento prévio da equipe, observados através da Tabela 2.

Tabela 2: Restrições de variáveis de projeto.

VARIÁVEL	mtow	c_{rw}	c_{tw}	b_{trap}	b_{ret}	X_{cg}	b_{ht}	c_{rh}	c_{th}	l_t	α_w
UNIDADE	kg	m	m	m	m	%	m	m	m	m	°
LIMITE INFERIOR	12,00	0,35	0,35	1,00	1,20	24,0	0,50	0,10	0,10	0,20	-3,00
LIMITE SUPERIOR	20,00	0,45	0,45	1,20	1,40	28,0	0,70	0,30	0,30	0,70	3,00

Fonte: Do autor (2020).

Foi implementado restrições lineares e não lineares, no qual a otimização deveria respeitar para atingir os resultados desejados, que podem ser observadas através da Tabela 3.

Tabela 3 – Restrições lineares e não lineares.

Parâmetro	Asa do avião	Decolagem	Margem Estática	Âng. ataque	Dimensão asa + fuselagem
Restrição	$b_{trap} + b_{ret} \leq 2,5 \text{ m}$	$S_{T0} \leq 50,0 \text{ m}$	$10\% \geq \text{M.E.} \geq 20\%$	$0^\circ \geq \alpha_{trim} \geq 2^\circ$	Restrição geométrica $\leq 3,7 \text{ m}$

Fonte: Do autor (2020).

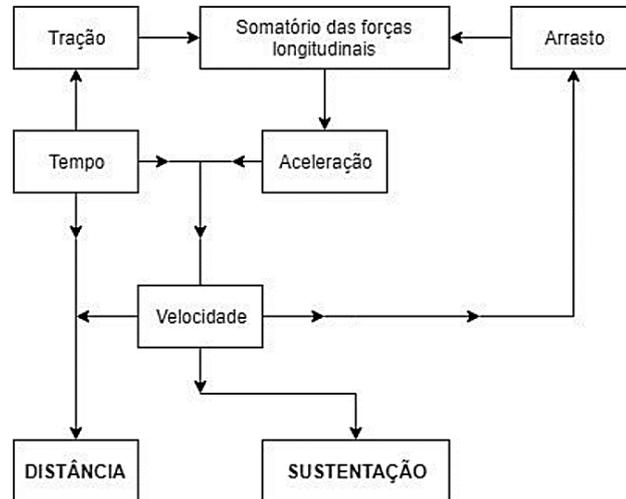
3.5 CORRIDA DE DECOLAGEM

A corrida de decolagem foi modelada de acordo com Barroso (1987), onde foi obtida pelo método de integração dos trapézios simples considerando a deflexão do profundor, rotacionando a aeronave quando atinge a velocidade de rolagem.

Durante a corrida de decolagem, foram assumidos dois eixos perpendiculares: trajetória do avião e a força normal. Em dados eixos, atuam as forças

de atrito, arrasto, tração, sustentação e peso. A Fig. 4 dispõe do fluxograma de integração.

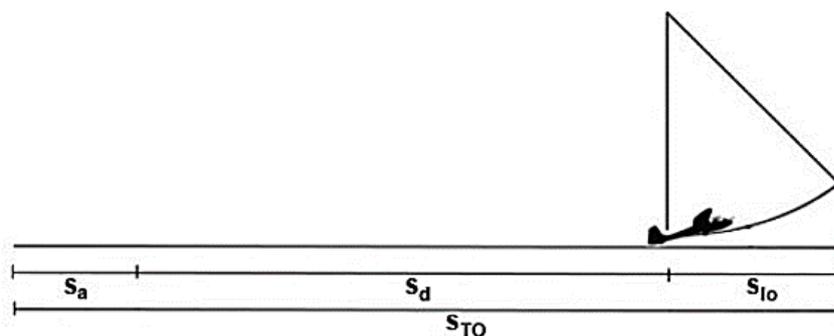
Figura 4: Fluxograma de integração.



Fonte: Do autor (2020).

A etapa de corrida de decolagem foi segregada em três etapas, sendo elas aceleração, corrida e *liftoff*. A Fig. 5 mostra as três etapas da corrida do avião.

Figura 5: Etapas da corrida de decolagem.



Fonte: Do autor (2020).

As distâncias S_a , S_d , S_{lo} são dadas em metros e correspondem respectivamente a cada etapa, tal somatório expresso pelo Eq. 1, resultando na distância total da corrida de decolagem.

$$S_{TO} = S_a + S_d + S_{lo} \quad (1)$$

3.6 COEFICIENTES AERODINÂMICOS

Para os cálculos aerodinâmicos do perfil da asa do avião, se aplicou o método inverso, especificando a distribuição de pressões ou de velocidades requeridos nos ambientes onde se realizariam os voos. Também se selecionou alguns perfis de aerodinâmicos, de modo que os dados da geometria do perfil foram incorporados ao programa.

Consultando os dados de densidade para o local de voo onde ocorre a competição, segundo o site REDEMET®, em São José dos Campos (SBSJ), é possível observar que a altitude-densidade no local varia entre 700 e 1500 metros durante o período da competição. Visto isso, foi adotada uma densidade de 1,1008 kg/m³, equivalente à uma altitude-densidade de 1100 metros e velocidade do ar de 14 m/s, como parâmetro de cálculo.

Os coeficientes aerodinâmicos, de sustentação (c_l) e de arrasto (c_d), foram definidos de acordo com a Eq. (2) e Eq. (3).

$$c_l = \frac{2L}{\rho v^2 S_w} \quad (2)$$

$$c_d = \frac{2D}{\rho v^2 S_w} \quad (3)$$

O número de Reynolds foi definido seguindo a Eq. (4).

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot \bar{c}}{\mu} \quad (4)$$

3.7 MECÂNICA DE VOO

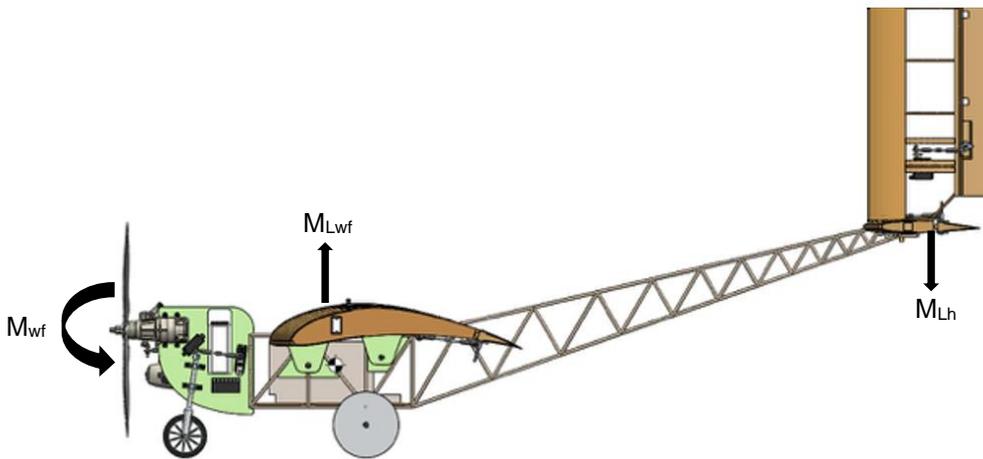
Para estabilidade e controle, o parâmetro utilizado para restringir as dimensões do estabilizador horizontal foi por meio da margem estática definida na Eq. (5), seguindo modelo apresentado por Nelson (1989), assim como o ângulo de trimagem calculado através da soma dos momentos em torno do eixo longitudinal, Eq. (6), proposta por Sadraey (2013).

$$\text{Margem Estática} = \frac{X_{NP}}{\bar{c}_w} - \frac{X_{CG}}{\bar{c}_w} \quad (5)$$

$$\sum M_{CG} = 0 \rightarrow M_{wf} + M_{Lwf} + M_{Lh} = 0 \quad (6)$$

Através da Fig. 6 é possível observar os momentos aerodinâmicos atuando no eixo longitudinal da aeronave em relação ao centro de gravidade.

Figura 6: Momentos atuantes no eixo longitudinal da aeronave.



Fonte: Do autor (2019).

3.9 FUNÇÃO OBJETIVO

Visto que a variável carga paga é a que representa maior influência na pontuação da competição, foi expressa através da Eq. (7) a função objetivo da otimização, resultantes das Eq. (8) e Eq. (9)

$$CP(x) = MTOW - PV(x) \quad (7)$$

$$MTOW = X_1 \quad (8)$$

$$PV(x) = S_w \cdot 0,84 + S_h \cdot 1,02 + S_v \cdot 1,25 + 1,378 \quad (9)$$

Para o cálculo do peso vazio da aeronave (Eq. 09) foi considerado as densidades superficiais (Tab. 4) para asa, estabilizador horizontal e vertical. Dados que foram baseados no projeto do ano de 2018.

Tabela 4: Densidade superficial da asa e dos estabilizadores.

ASA	ESTABILIZADOR HORIZONTAL	ESTABILIZADOR VERTICAL
0,84 [kg/m ²]	1,02 [kg/m ²]	1,25 [kg/m ²]

Fonte: Do autor (2019).

As demais massas, como motor e componentes eletrônicos, foram tratadas consideradas constantes pelo fato de serem componentes comerciais e consequentemente não sendo possível reduzir as respectivas massas.

3.10 SOLVER

Após definidas as restrições e os parâmetros de projeto, buscou-se um solver que atendesse as condições de contorno. No ano de 2018, utilizou-se um programa que calculava com conceitos da função *fmincon* do MATLAB®, onde atendeu as exigências, porém havia espaço para melhorias.

O principal problema analisado pelo solver anterior, é de que apresenta apenas soluções de máximo e mínimo locais e não globais.

Fazendo uma análise profunda sobre as variáveis, equações e restrições, que o projeto se enquadra como complexo, apresentando um total de 11 variáveis com restrições não lineares.

Aplicando uma análise de sensibilização de parâmetros, optou-se por utilizar o método de algoritmo genético também dentro do MATLAB®, podendo ser analisado seu modelo de funcionamento através da Figura 7.

Figura 7: Funcionamento do algoritmo genético dentro do MATLAB®.

$$\min f(x) \begin{cases} c(x) \leq 0 \\ ceq(x) \leq 0 \\ A \cdot x = b \\ Aeq \cdot x = beq \\ lb \leq x \leq ub \end{cases}$$

Fonte: Documentação do MATLAB® (2019).

O algoritmo genético, por sua vez, permite, após exaustivas interações, encontrar o máximo global da função objetivo. A Fig. 8 mostra a escrita da função principal do algoritmo genético.

Figura 8: Escrita da função principal do programa.

```
57 - options = optimoptions('ga','PlotFcn',@gaplotbestf, 'Display','iter','PopulationSize',30);  
58 - [x,fval,exitflag,output,population,scores] = ga(fun,nvars,A,b,[],[],lb,ub,nonlcon,options)  
59
```

Fonte: Do autor (2019).

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

O algoritmo MDO forneceu os dados para a fabricação do avião para a condição de máxima carga paga e menor peso da VANT. Para iniciar os cálculos foi necessário definir os coeficientes aerodinâmicos. Estes dados foram analisados em função da experiência da equipe de ter usado alguns perfis aerodinâmicos em competições anteriores.

4.1 DADOS DE ENTRADA PARA ALIMENTAR O ALGORITMO

Para os cálculos de aerodinâmica, optou-se por obter os coeficientes aerodinâmicos de sustentação (CL) e arrasto (Cd) utilizando o software AVL®. Este software foi desenvolvido por Drela (2017), para a análise aerodinâmica e dinâmica de vôo de aeronaves rígidas.

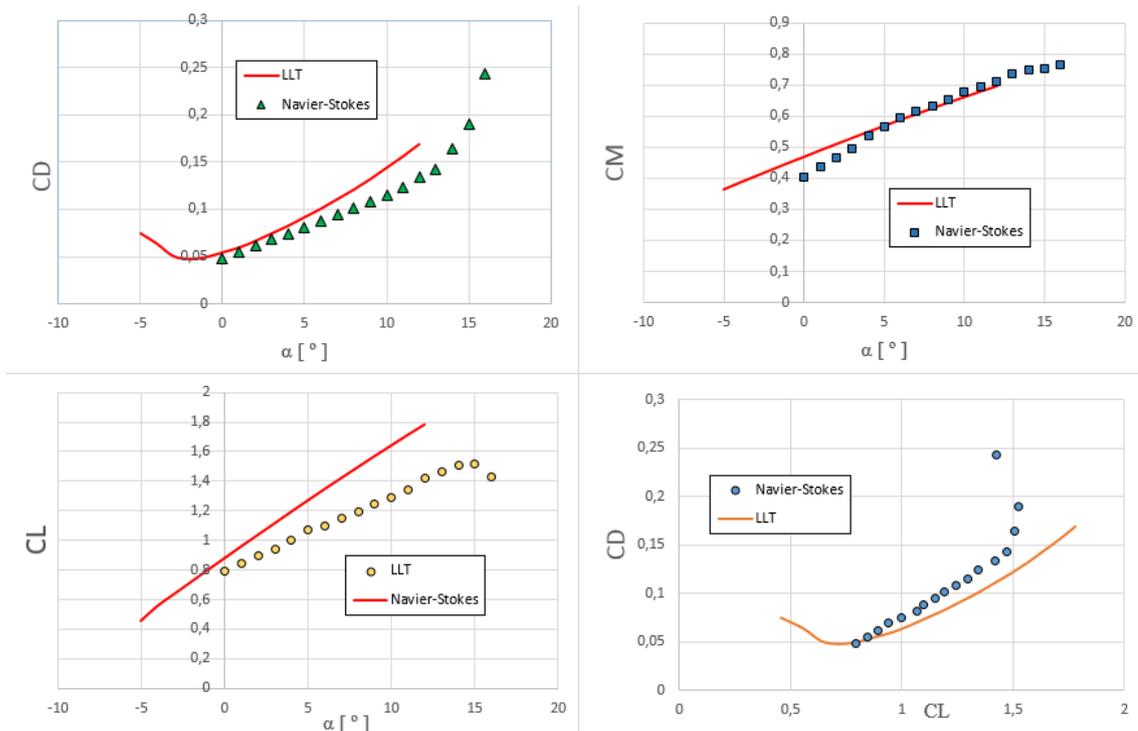
Foi analisado que se tem vantagem em relação ao tempo de resposta para aquisição destes dados, devido a que foi realizado comparações a outros dois softwares de simulação amplamente utilizados como são ANSYS® CFX e XFLR5®. Nos cálculos, os valores obtidos se mantiveram fiéis às demais simulações, visto que o software AVL® utiliza a teoria da linha sustentadora (LLT) e o ANSYS® CFX utiliza do método de Navier-Stokes.

O método numérico requer a resolução de equações diferenciais não lineares, que seria possível de considerar em uma subseção do algoritmo, mas isto aumentaria o tempo de cálculo e o algoritmo teria que ser tratado como uma otimização multiobjectivo. Também dificultaria o programa de cálculo que procura

funções lineares ou não lineares para a otimização utilizando os conceitos de mínimos e máximo de uma função.

Uma comparação de resultados dos coeficientes aerodinâmicos em função do ângulo de ataque (α) do perfil é mostrada na Fig. 9. A comparação se realiza utilizando um mesmo perfil de asa, utilizando a teoria da linha sustentadora LLT e ANSYS® CFX.

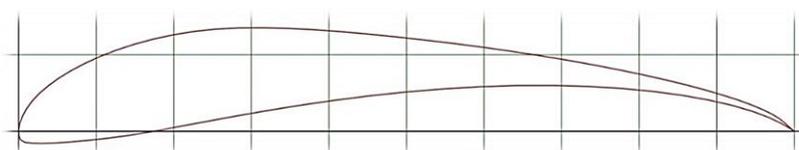
Figura 9: Comparativo do método LLT com a solução numérica ANSYS® CFX.



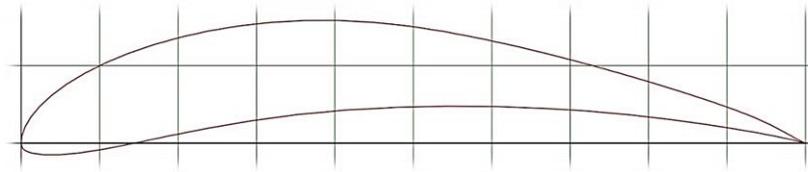
Fonte: Do autor (2019).

Para determinação dos perfis aerodinâmicos, limitou-se a um número conveniente de perfis a serem comparados, levando em consideração as indicações de Da Rosa (2006) para escolha de perfis de alta sustentação, foram dispostos para a análise os perfis Selig 1223 (S1223) e Eppler 423 (E423), ilustrados na Fig. 10.

Figura 10: Perfil Selig 1223 (a) e Eppler 423 (b).



S1223



Fonte: Adaptado de Da Rosa (2006).

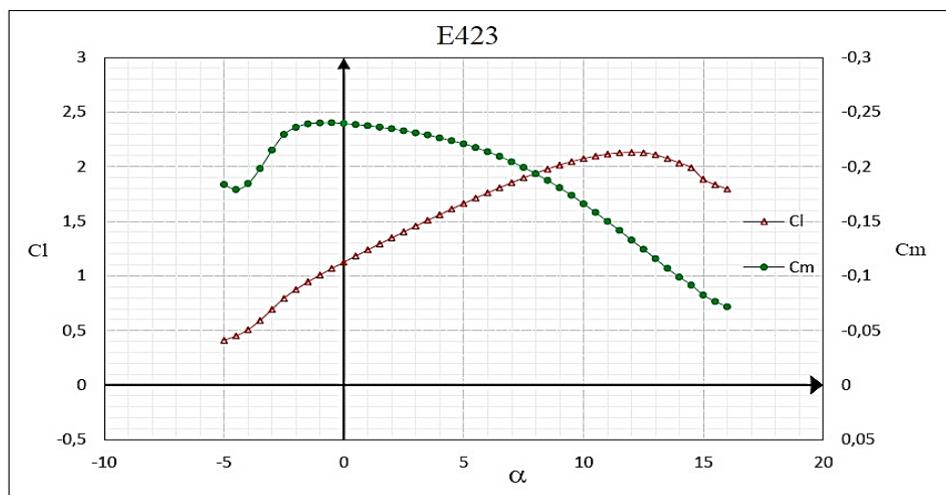
E423

Ambos perfis fazem parte de uma classe chamada de *low Reynolds number airfoil*. Para os dois perfis foram realizadas simulações bidimensionais no ANSYS CFX®, resolvendo as equações de Navier-Stokes.

Assim, utilizando a Eq. (4) para uma corda média de 0,4 m, obteve-se $4,0 \times 10^5$ Re como parâmetro da análise numérica.

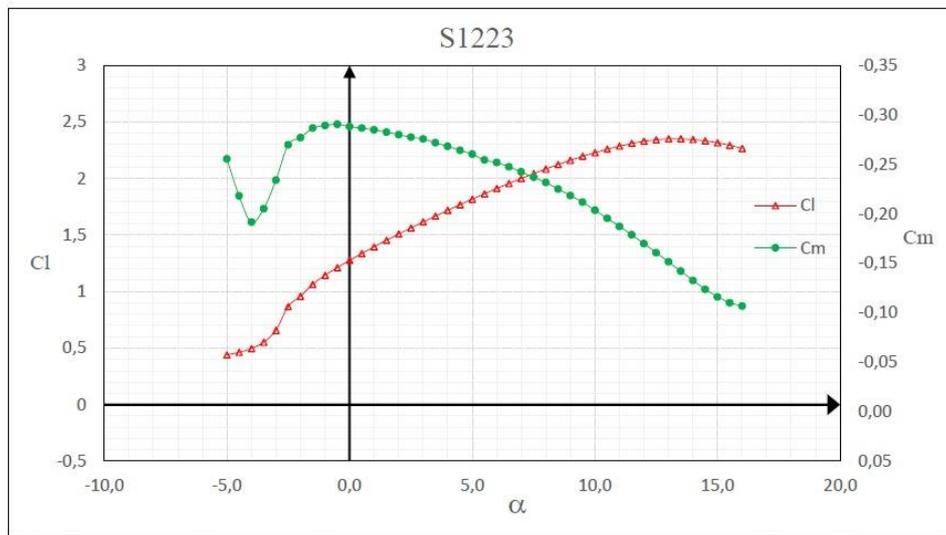
Variando o ângulo de ataque de -5° até 16° , monitoraram-se os coeficientes de sustentação, arrasto e momento de ambos os perfis, E423 e S1223. Os resultados podem ser analisados na Fig. 11 e Fig. 12.

Figura 11: C_l x C_m do perfil E423.



Fonte: Do autor (2019).

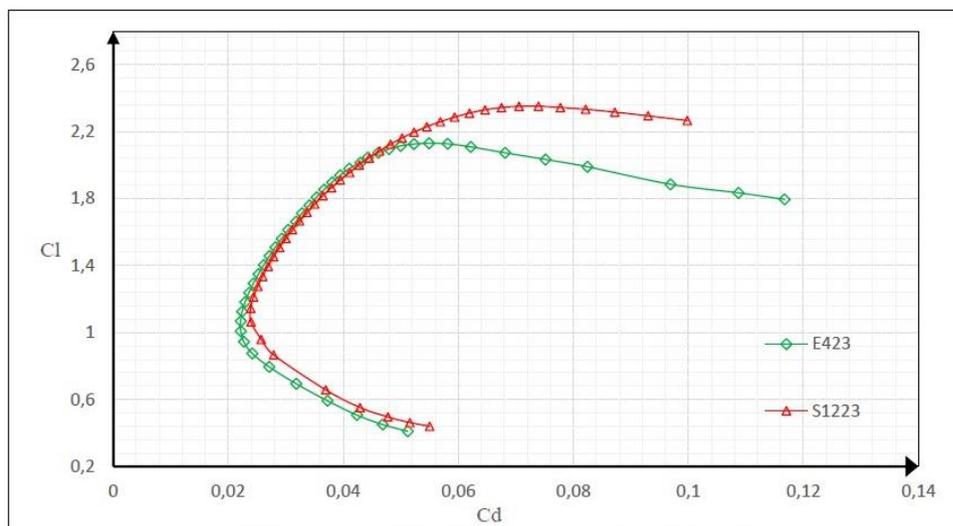
Figura 12: C_l x C_m do perfil S1223.



Fonte: Do autor (2019).

Observando apolar de ambos através da Fig. 13, o perfil E423 demonstrou uma eficiência aerodinâmica superior quando comparado ao S1223 observando o intervalo linear de coeficiente de sustentação, próximo de 1,0 e 2,0.

Figura 13: Curva polar dos perfis E423 e S1223.



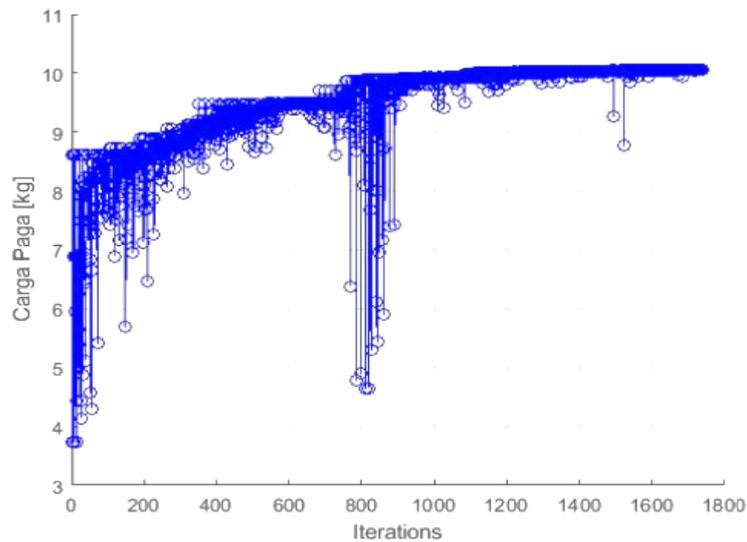
Fonte: Do autor (2019).

4.1 DADOS GERADOS PELO SOLVER

Após aproximadamente 1750 iterações, obteve-se uma convergência dos dados. A Figura 14 mostra as iterações por carga paga das quais o algoritmo executou. Nota-se que a partir da iteração 1200 a função objetivo estabiliza, tornando-se constante, concluindo então que a otimização convergiu, para o valor de 10,20 Kg.

Para o processamento dos dados utilizou-se de um computador com um processador INTEL® i7 2640M e 8gb de memória RAM.

Figura 14: Gráfico de evolução do algoritmo até a convergência.



Fonte: Do autor (2019).

Como havia sido identificado durante o projeto conceitual da equipe, para obter um avião competitivo, capaz de cumprir com os objetivos estipulados pelos mesmos, seria necessário reduzir a massa do avião em cerca de 25%.

Na Tabela 5 pode-se analisar as geometrias finais da aeronave após a convergência do programa.

Tabela 5: Valores obtidos após convergência do algoritmo.

VARIÁVEL	mtow	c_{rw}	c_{tw}	b_{trap}	b_{ret}	X_{cg}	b_{ht}	c_{Rh}	c_{th}	l_t	α_w
UNIDADE	kg	m	m	m	m	%	m	m	m	m	°
VALOR	12,516	0,362	0,332	1,117	1,308	26,5	0,646	0,173	0,146	0,826	1,6°

Fonte: Do autor (2019).

Fazendo uma análise sobre os resultados obtidos, foi apresentado um valor de carga paga CP(X) de 10,10 kg e com peso da VANT PV(X) de 2,40 kg.

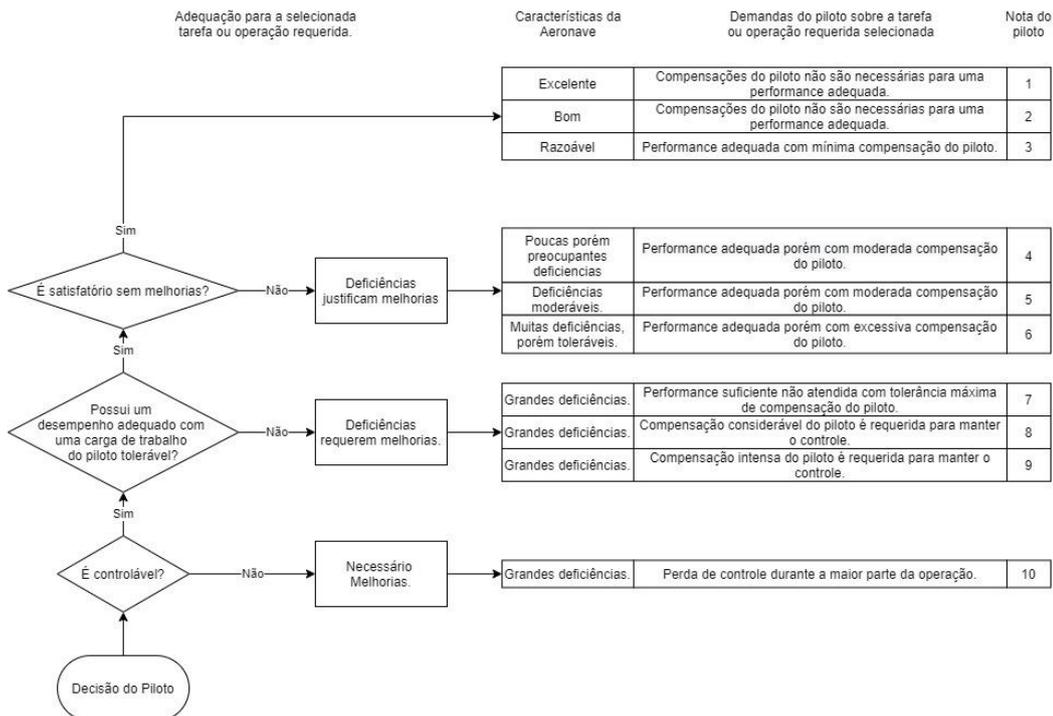
4.2 TESTES EM VOO

Após de ter calculado os dados via *solver*, fabricou-se um protótipo aeronave com o intuito de realizar testes práticos, no que tange a avaliar características aerodinâmicas, estabilidade, controle e desempenho durante voo. Os testes ocorreram em três dias distintos e em situações climáticas distintas. Nestes ensaios foi observado o comportamento do VANT, na decolagem, voo e aterrissagem com carga.

A aeronave apresentou boas respostas dos comandos de controle e com boa manobrabilidade, segundo opinião do piloto. Nos voos, foi validado o MTOW calculado pelo MDO, que foi de 12,50 kg.

Foi feito também uma rotina de testes qualitativos para validar os parâmetros de estabilidade e controle. Para tal foi utilizado a escala Cooper Harper apresentado na Fig. 15.

Figura 15: Escala Cooper Harper para testes de controlabilidade.



Fonte: Adaptado de Sadraey (2009).

Foi então realizado uma serie de testes (Fig. 16), onde o piloto realizou as manobras e posteriormente foram avaliadas de acordo com a escala Cooper Harper.

Figura 16: Testes de estabilidade e controle em voo.

TESTE	DESCRIÇÃO	RESULTADO ESPERADO	COOPER HARPER
1	Levar a aeronave próximo ao ângulo de estol e soltar o controle do profundor	Que a aeronave retorne ao ângulo de trimagem esperado sem que haja interferência do piloto	1
2	Utilizar apenas o leme para o controle direcional da aeronave	Que a aeronave possa realizar curvas somente com o uso do leme, sem interferência do aileron	2
3	Acionar os ailerons para que a aeronave possa atingir o ângulo de bank	Que a aeronave apresente um controle de ângulo de bank que não exija esforço do piloto, e que seja em uma taxa de rolagem confortável	2
4	Acionar o profundor na corrida de decolagem próximo a velocidade de desolamento com a carga máxima	Que a aeronave possa rolar com facilidade e que sobre comando no profundor	1
5	Alinhar a aeronave com a pista para o pouso e observar o comportamento da aeronave em velocidade de aproximação	Que o piloto possa alinhar e controlar a aeronave com facilidade para o pouso em velocidade reduzida	3

Fonte: Do autor (2019).

Na Tabela 6 é possível analisar os resultados em campo da aeronave e as principais métricas observadas durante os ensaios

Tabela 6: Voos do protótipo.

VARIÁVEL	CARGA PAGA	PESO VAZIO	MTOW	DECOLAGEM
UNIDADE	kg	kg	kg	m
VOO 01	5,00	3,60	8,60	33
VOO 02	6,90	3,60	10,50	37
VOO 03	7,68	3,60	11,28	40
VOO 04	8,40	3,60	12,00	48

Fonte: Do autor (2019).

4.3 COMPARATIVO ENTRE DESENVOLVIMENTO ANTERIOR

A fim de contrastar com o projeto do ano anterior, 2018, e visualizar a evolução do projeto utilizando o novo método de otimização multidisciplinar desenvolvida neste trabalho, foi comparado os dados após testes práticos de ambos projetos na Tabela 7.

Tabela 7: Comparativo de projeto 2018 e 2019.

VARIÁVEL	MTOW	CP	PV	E.E.	Corrida Decolagem
UNIDADE	kg	kg	kg		m
2018	10,90	8,01	2,89	2,77	60
2019	12,50	10,10	2,40	4,21	50
RESULTADO	+ 14,7%	+ 26,1 %	- 16,9%	+ 51,9 %	- 16,6%

Fonte: Do autor (2019).

Analisando os resultados, é nítido o desempenho superior que este trabalho apresentou em relação ao primeiro modelo de otimização multidisciplinar de projeto desenvolvido pela equipe AeroSATC.

Vale ressaltar que a aeronave apresentou uma superioridade em todos os quesitos mesmo tendo sua corrida de decolagem reduzida em 10 metros, por força na mudança do regulamento da competição.

Não foi comparado as classificações na competição, pois devido a mal tempo, a aeronave do ano de 2018 não conseguiu realizar os voos.

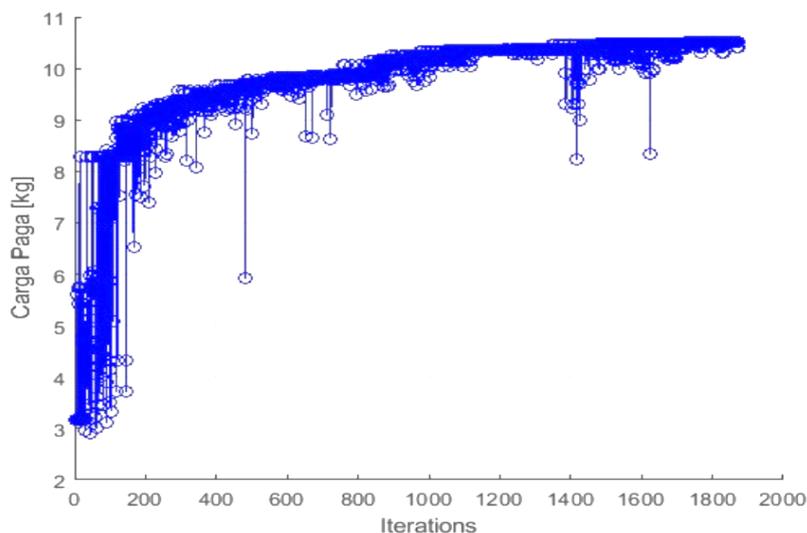
4.4 RESULTADOS PRELIMINARES DE 2020

Trazendo para o ano de 2020, foi realizado outras melhorias no algoritmo de cálculo tais como transformando os números reais para números inteiros, conseguiu uma otimização de processamento, atingindo resultados superiores contrastados com o ano de 2019, porém estes dados são preliminares e não foram para testes com um novo modelo.

Visto que houve apenas a otimização do código e considerando a alta fidelidade que o programa apresentou após os testes no ano de 2019, pode-se considerar que os dados preliminares obtidos para 2020 são satisfatórios.

Aplicando as novas restrições impostas para 2020, que se aproximam muito do ano de 2019, trazendo apenas uma leve redução na restrição geométrica, aplicou o programa para as novas restrições e obteve-se a curva de otimização ilustrado na Fig. 17.

Figura 17: Curva de otimização para o projeto de 2020.



Fonte: Do autor (2019).

Assim como contrastado os dados de 2018 e 2019, fez-se a mesma comparação para os anos de 2019 e 2020 na Tabela 8. Vale ressaltar que os dados de 2020 são apenas dados preliminares, cabíveis de testes práticos para validação.

Tabela 8: Comparativo de projeto 2018 e 2019.

VARIÁVEL	MTOW	CP	PV	E.E.	Rest. Geométrica
UNIDADE	kg	kg	kg		m
2019	12,50	10,10	2,40	4,21	3,70
2020	12,50	10,40	2,10	4,95	3,20
RESULTADO	-	+ 2,9 %	- 12,5%	+ 17,6 %	- 13,5%

Fonte: Do autor (2019).

Ou seja, com uma redução de 13% na restrição geométrica, conseguiu-se um resultado preliminar igual ou superior nos principais aspectos.

5. CONCLUSÃO

Visto que este é o segundo algoritmo de otimização multidisciplinar de projeto, que surgiu oriundo do primeiro programa desenvolvido, se torna cada vez mais imprescindível sua aplicabilidade para o desenvolvimento de uma aeronave a ser utilizada na competição SAE Brasil AeroDesign®. Se constatou que é impraticável avaliar as características dos principais setores de forma desconectadas e distintas e saber interpretar todos os dados sem o auxílio de um algoritmo que faça essa função de forma otimizada.

Foi observado que para projetos complexos, com grande número de variáveis e restrições não lineares, como é o caso desse projeto, é essencial buscar o máximo global da função objetivo.

Seguindo a sequência, a aeronave em questão que foi utilizada na competição, os resultados permitiram melhorar os records da equipe, onde em um histórico de competição que se iniciou em 2015, obteve a melhor classificação da equipe, 26º colocação dentre as 60 melhores universidades do Brasil e da América Latina, além claro de ser a aeronave mais leve já projetada pela equipe e também obteve o título de aeronave mais leve da competição de 2019.

Através deste trabalho foi possível pontuar que o uso de inteligência artificial, junto a um modelamento matemático e aplicado à problemas complexos se mostrou uma ferramenta poderosa que permite extrapolar resultados que antes pareciam ser intangíveis.

Para trabalhos futuros, visando manter o ritmo de crescimento que se estende desde 2015, é preciso incluir o estudo e implementação da variação de perfis aerodinâmicos quanto ao seu tipo e variando ao longo da envergadura da asa. É aconselhado também a adição da variação de enflechamento da asa da aeronave.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer primeiramente a Faculdade SATC, ao curso de Engenharia Mecânica e a equipe AeroSATC pela oportunidade que tive de aprender além das quatro paredes da sala de aula, como profissional e como pessoa. Agradeço

também ao apoio de meus pais, especialmente aquele que me inspirou a ser quem sou.

REFERÊNCIAS

Anderson Jr., J. D., Fundamentals of Aerodynamics, Ed. Mc Graw Hill, 3th edition, New York, 2001, 892 p.

ANDERSON, J. D., Fundamentos de Engenharia Aeronáutica. Ed. 7, Porto Alegre: Mc Graw Hill Education, p. 294, 2015.

Arora, Jasbir S., "Introduction to optimum design" / Jasbir S. Arora.—2nd ed. p. cm. Includes bibliographical references and index. ISBN 0-12-064155-0

Boutemedjet, A., "UAV aerodynamic design involving genetic algorithm and artificial neural network for wing preliminary computation" / Aerospace Science and Technology 84 (2019) 464–483

BRASIL. COMANDO DA AERONÁUTICA. Redemet. Disponível em: <www.redemet.aer.mil.br>. Acesso em: 20 de jun. de 2019.

Cook, M.V., "Flight Dynamics Principles" 2nd ed. 2007, ISBN: 978-0-7506-6927-6

Cooper, G.E., and Harper, Jr., R.P. The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities (NASA-TN-D-5153). Washington, D.C., NASA, 1969.

Drela, Mark. AVL. Disponível em: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>. Acesso em 5 de fevereiro de 2019.

Haupt, Randy L., "Practical genetic algorithms" / Randy L. Haupt, Sue Ellen Haupt.—2nd ed. p. cm. Red. ed. of: Practical genetic algorithms. c1998. "A Wiley-Interscience publication." Includes bibliographical references and index. ISBN 0-471-45565-2

MATLAB. What Is the Genetic Algorithm?. Disponível em:<<https://www.mathworks.com/help/gads/what-is-the-genetic-algorithm.html> >. Acesso em: 17 de junho de 2020.

NELSON, Robert C.. Airplane Stability and Automatic Control. New York: Mc Graw-hill Book, 1989. 284 p.

PAPAGEORGIU, Athanasios et al. Multidisciplinary Optimization of Unmanned Aircraft in a System of Systems Context. In: 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Bonn, Germany: International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2018

Portal SAE Brasil. Aerodesign. Disponível em: <http://portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign>. Acesso em 18 de maio de 2019.

Raymer, Daniel P., “Aircraft design: a conceptual approach” / Daniel P. Raymer. ISBN:0-930403-51-7

ROSA, Edison da. Introdução ao Projeto Aeronáutico: uma contribuição à Competição SAE AeroDesign. (2006)

ROSKAM, JAN. AIRPLANE FLIGHT DYNAMICS AND AUTOMATIC FLIGHT CONTROLS. 2001.

Sadraey, Mohammad H., “Aircraft design: a systems engineering approach” /Mohammad H. Sadraey. ISBN 978-1-119-95340-1

SOUSA, Bruno Silva de. Projeto de perfis aerodinâmicos utilizando técnicas de otimização mono e multiobjetivos. 2008.

Weise, Thomas, “Global Optimization Algorithms – Theory and Application” 2nd ed. 2009.

LISTA DE SÍMBOLOS

$mtow$	[N]	Peso máximo de decolagem
c_{rw}	[m]	Corda raiz da asa
c_{tw}	[m]	Corda da ponta da asa
b_{trap}	[m]	Envergadura trapezoidal da asa
b_{ret}	[m]	Envergadura retangular da asa
X_{CG}	[%]	Posição do centro de gravidade
b_{ht}	[m]	Envergadura da empenagem horizontal
c_{rh}	[m]	Corda raiz da empenagem horizontal
c_{th}	[m]	Corda da ponta da empenagem horizontal
l_t	[m]	Distância do bordo de fuga da asa até o bordo de ataque da empenagem horizontal
α_w	[grau]	Ângulo de ataque da asa
S_{TO}	[m]	Distância total de decolagem
α_{trim}	[grau]	Ângulo de trimagem (equilíbrio) da aeronave
S_a	[m]	Distância da corrida de decolagem durante a fase de aceleração
S_d	[m]	Distância da corrida de decolagem
S_{lo}	[m]	Distância da corrida de decolagem durante a fase de <i>liftoff</i>
C_l	[-]	Coeficiente de sustentação
C_d	[-]	Coeficiente de arrasto
S_w	[m]	Área da asa
Re	[-]	Número de Reynolds
ρ	[kg/m ³]	Densidade do ar
v	[m/s]	Velocidade da aeronave
\bar{c}	[m]	Corda média
μ	[-]	Viscosidade do ar
X_{NP}	[%]	Posição do ponto neutro
\bar{c}_w	[m]	Corda média da asa
M_{cg}	[N.m]	Momento atuante no centro de gravidade
M_{wf}	[N.m]	Momento gerado pela asa
M_{lwf}	[N.m]	Momento gerado pela sustentação da asa

M_{lh}	[N.m]	Momento gerado pela sustentação da empenagem horizontal
CP	[kg]	Carga paga da aeronave
PV	[kg]	Massa da aeronave vazia
S_h	[m ²]	Área da empenagem horizontal
S_v	[m ²]	Área da empenagem vertical