DESIGN DE AERONAVES REMOTAMENTE PILOTADAS UTILIZANDO INTELIGÊNCIA COMPUTACIONAL

Guilherme Aparecido Barbosa Pereira
Universidade Federal de Juiz de Fora – UFJF
Rua José Lourenço Kelmer, S/n - Martelos, Juiz de Fora, MG
guilherme.aparecido@engenharia.ufjf.br

Ivo Chaves da Silva Júnior
Universidade Federal de Juiz de Fora – UFJF
Rua José Lourenço Kelmer, S/n - Martelos, Juiz de Fora, MG
ivo.junior@ufjf.edu.br

Thomás Demolinari Pereira Bonfá
Universidade Federal de Juiz de Fora – UFJF
Rua José Lourenço Kelmer, S/n - Martelos, Juiz de Fora, MG
thomas.bonfa@engenharia.ufjf.br

Nícolas Moreira Estanislau
Universidade Federal de Juiz de Fora – UFJF
Rua José Lourenço Kelmer, S/n - Martelos, Juiz de Fora, MG
nicolas.estanislau@engenharia.ufjf.br

RESUMO

O crescente uso de aeronaves remotamente pilotadas, ou RPAs, têm incentivado instituições de pesquisa e desenvolvimento, empresas e forças armadas a investirem na tecnologia. As demandas incluem eficiência e qualidade de voo, que possibilitam o transporte de mais carga e também diminuição do erro devido a fator humano. O presente trabalho tem como objetivo utilizar técnicas de otimização bioinspirada para atender a essas demandas através da variação de parâmetros geométricos e de propulsão dessas aeronaves. Isso foi feito através de um conjunto de algoritmos em MATLAB, integrados a programas específicos para análise de aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controle de aviões. Métodos como o *Bat Algorithm* e *Genetic Algorithm* foram utilizados, obtendo resultados ótimos em tempo computacional reduzido.

PALAVRAS CHAVE. VANT. RPA. Drone.
Tópico: OA – Outras aplicações em PO.

ABSTRACT

The increasing use of remotely piloted aircraft, has encouraged research and development institutions, companies, and the military forces to invest in this technology. Current demands include efficiency and flight quality, which enable the transportation of more cargo and also reduce the error due to human factor. The present work aims to use bioinspired optimization techniques to meet these demands through the variation of geometric parameters and propulsion of these aircrafts. This was made through a set of algorithms in MATLAB, integrated to specific programs for analysis of aerodynamics, performance, stability and control of airplanes. Methods such as Bat and Genetic Algorithm were used, obtaining optimal results in reduced computational time.

KEYWORDS. UAV. RPA. Drone.
Paper topic: OA – Other applications in OR.

1. Introdução

Segundo a Agência Nacional de Aviação Civil, um RPA pertence à categoria de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) destinados à operação remotamente pilotada, seja essa realizada a partir de uma estação de controle ou de um rádio como o utilizado por aeromodelistas. Essas aeronaves são utilizadas para fins institucionais, experimentais ou comerciais.

O crescente uso de aeronaves remotamente pilotadas, ou RPAs (*Remotely Piloted Aircrafts*) têm incentivado instituições de pesquisa e desenvolvimento, empresas e também as forças armadas a investirem na tecnologia. Dentre os incentivadores, encontra-se a Sociedade de Engenheiros da Mobilidade (SAE Brasil), que promove, anualmente, a competição SAE Brasil Aerodesign, que incentiva alunos de diferentes escolas de engenharia do Brasil e alguns outros países da América do Sul a projetar RPAs.

Os desafios impostos pela competição são baseados em desafios reais enfrentados pela indústria aeronáutica. Busca-se aumentar a qualidade de voo, através de melhorias de estabilidade e controle da aeronave, maximizar o peso máximo de decolagem (MTOW) com uma boa aerodinâmica e propulsão, dentre outros. Essas características garantem melhor pilotagem e possibilidade de embarcar mais carga na aeronave, como sensores, equipamentos característicos da missão e suprimentos, por exemplo.

Para atingir tal objetivo, este trabalho integra softwares utilizados em projetos aeronáuticos, modelagem matemática contida nas bibliografias e métodos de otimização bioinspirados, como a ecolocalização de morcegos (*Bat Algorithm*, BA). Com isso, diferentes aeronaves são geradas e avaliadas dentro do envelope de voo da missão. São verificadas todas as restrições de projeto e da missão e, ao fim do processo, obtém-se uma aeronave competitiva e atendendo aos critérios estipulados.

2. Modelagem

A definição de uma aeronave pode ser dividida em três etapas (RAYMER, 1992):

- Design conceitual;
- Design preliminar;
- Design detalhado.

A última etapa, de design detalhado, não é abordada dentro do contexto deste trabalho, sendo uma etapa posterior, de refinamento dos resultados aqui obtidos.

2. 1 Design conceitual

Para definição do design conceitual, levou-se em consideração as características de uma aeronave que compete na categoria Micro da competição SAE Brasil Aerodesign. Aliado a isso, tem-se também um banco de dados com o histórico de competição da equipe Microraptor UFJF e, com isso, é possível restringir as variáveis do problema com acurácia.

2. 2 Design preliminar

Nesta etapa, são realizados todos os dimensionamentos, determinação do grupo motopropulsor e posicionamento dos componentes (de acordo com suas massas e inércias) na aeronave. O enfoque do presente artigo é justamente nessa etapa do projeto. A metodologia do algoritmo utilizado pode ser descrita de acordo com o exposto na Figura 1:

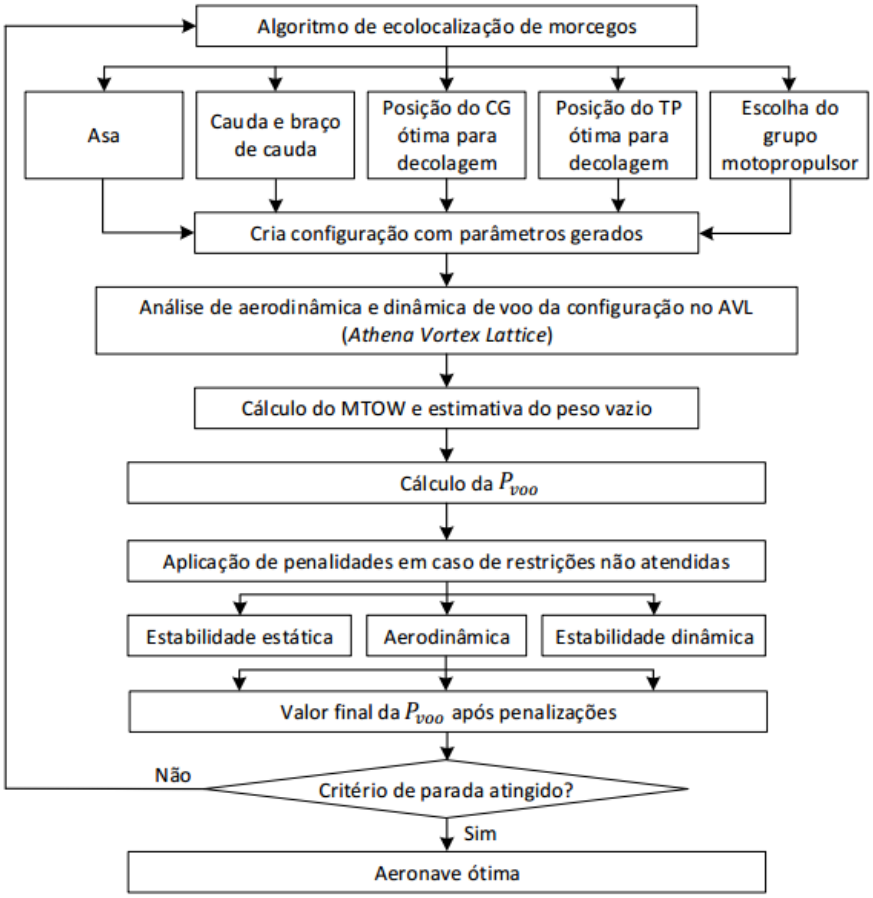


Figura 1: Representação do ciclo do algoritmo

A meta do algoritmo concentra-se nas características aerodinâmicas, de desempenho, estabilidade e controle da aeronave. Para realizar as análises de cada aeronave, utilizou-se o software Athena Vortex Lattice (AVL), considerando a aeronave como um corpo rígido. Esse software importa arquivos de texto, com extensão ".avl", para identificar a geometria da aeronave e exporta outro arquivo de texto com os resultados. Para gerar os parâmetros de diferentes geometrias, foi desenvolvido um código no MATLAB que interage com o "Bat algorithm (BA)". O BA trabalha manipulando 15 variáveis, que correspondem aos seguintes elementos da aeronave:

1. *ANGLE_W* → Ângulo de incidência da asa.
2. *Chord_W_S1* → Corda do primeiro perfil da asa.
3. *Xle_W_S2* → Posição em x do segundo perfil da asa.
4. *Yle_W_S2* → Posição em y do segundo perfil da asa.
5. *Chord_W_S2* → Corda do segundo perfil da asa.
6. *Xle_W_S3* → Posição em x do terceiro perfil da asa.
7. *Yle_W_S3* → Posição em y do terceiro perfil da asa.
8. *Chord_W_S3* → Corda do terceiro perfil da asa.
9. *ANGLE_H* → Ângulo de incidência do estabilizador horizontal.
10. *Xle_H_S1* → Posição em x do estabilizador horizontal.
11. *Chord_H_S1* → Corda do estabilizador horizontal.
12. *Yle_H_S2* → Posição em y do estabilizador horizontal.
13. *GMP* → Grupo motopropulsor.
14. *pos_CG* → Posição do centro de gravidade longitudinal.
15. *pos_TPP* → Posição do trem de pouso principal.

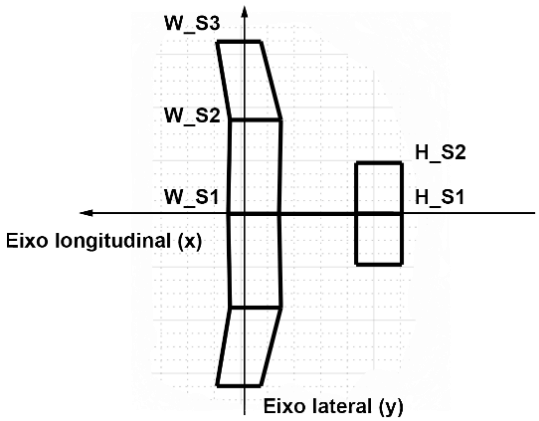


Figura 2: Representação das variáveis 1 a 12 na aeronave

A determinação dos perfis da asa e empenagens também é realizada previamente, pois suas análises são bidimensionais e é possível garantir a obtenção de perfis que se adaptem bem em diferentes configurações. A representação das variáveis 1 a 12 pode ser visualizada através da geometria de uma aeronave genérica, apresentada na Figura 2.

O parâmetro 13 (GMP) é proveniente de um banco de dados composto por motor, hélice, baterias e ESC (*Eletronic Speed Control*). Os dados foram coletados ao longo dos anos da equipe através de testes de bancada. A posição do CG e a posição do trem de pouso influenciam nas forças e momentos atuantes durante a corrida de decolagem.

Esses parâmetros são a base utilizada pelo algoritmo que cria o arquivo de geometria lido pelo AVL. Os parâmetros referentes ao estabilizador vertical são calculados utilizando equações obtidas nas bibliografias utilizadas, com base no dimensionamento da asa e na posição do estabilizador horizontal.

3. Avaliação da aeronave

As aeronaves que compõem a Competição SAE Brasil Aerodesign são avaliadas, principalmente, por uma equação de pontuação de voo (P_{VOO}), levando em consideração os desafios propostos no ano vigente. Por isso, o objetivo é maximizar a P_{VOO}, sendo necessário avaliar principalmente o MTOW, um dos parâmetros com maior relevância. Outra condição importante é a escolha do grupo motopropulsor, sendo impactado na pontuação através do peso da bateria do conjunto. A função do algoritmo é definir a relação ideal de peso de bateria e MTOW, atendendo às demais restrições do problema.

Para avaliar a fase de decolagem - condição mais crítica do voo - leva-se em consideração as forças que atuam sobre a aeronave. São elas: peso (W), tração (T), sustentação (L), arrasto (D) e atrito do solo (μ). O último é dependente do material utilizado nos pneus da aeronave e das características do solo da pista, sendo mantido fixo durante toda a execução do algoritmo. A tração é obtida através das informações do grupo motopropulsor.

O parâmetro T é função de V e varia de acordo com a determinação do grupo motopropulsor escolhido no banco de dados.

Através da geometria da aeronave e da velocidade de decolagem, definida pela norma 14 CFR 23, são obtidos os coeficientes aerodinâmicos, que possibilitam a obtenção da polar de arrasto do avião e avaliações de desempenho e estabilidade e controle.

Os valores do coeficiente de sustentação (C_L) e do coeficiente de arrasto (C_D) são corrigidos para se aproximarem de dados obtidos empiricamente e garantir maior precisão no resultado final. Também são inseridos os valores dos momentos de inércia para obtenção da matriz característica da aeronave. O procedimento pode ser visto na Figura 3:

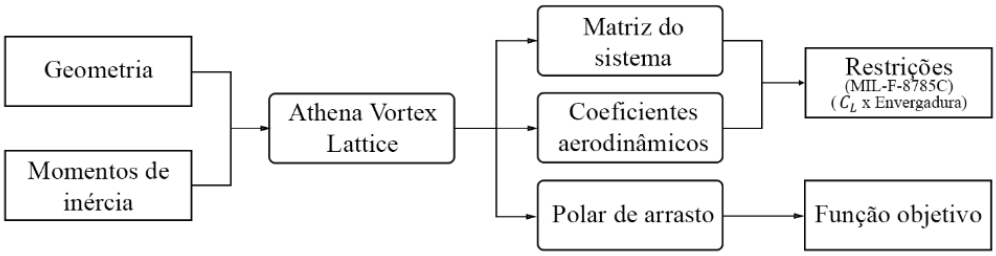


Figura 3: Esquema para obtenção do MTOW e avaliação das restrições

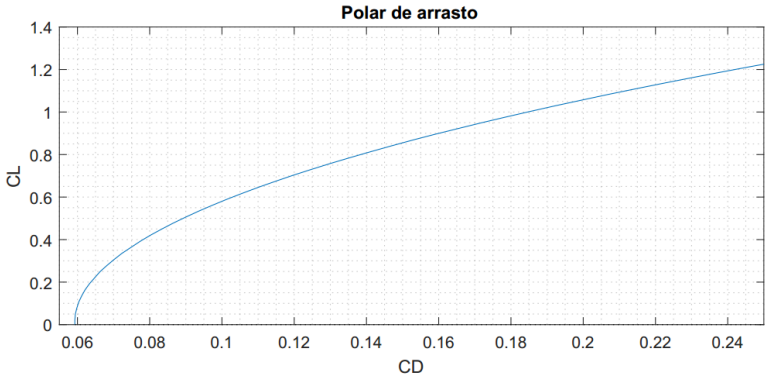


Figura 4: Polar de arrasto

O MTOW está diretamente relacionado à distância de corrida no solo (S_G) de uma aeronave que decola. A partir da matriz obtida com os valores de C_L e C_D corrigidos, é possível obter a polar de arrasto, exibida na Figura 4, que pode ser representada por uma função quadrática $C_L(C_D)$, que está representada por (4).

A velocidade é variada iterativamente de 0 até a velocidade de decolagem, definida por norma como $1{,}2 * v_{estol}$. Já o peso W é variado até que S_G atinja o limite estipulado, obtendo-se assim o MTOW da aeronave. A formulação matemática pode ser vista a seguir (adaptada de RAYMER, 1992):

$$S_G = \frac{1}{2g}\int_{V_i}^{V_f} \frac{d(V^2)}{K_T - K_A V^2} \tag{1}$$

onde:

$$K_T = \left(\frac{T(V)}{W}\right) - \mu \tag{2}$$

$$K_A = \frac{\rho}{2(W/S)}(C_D + \mu C_L) \tag{3}$$

$$C_D = K{C_L}^2 - bC_L + C_{D0} \tag{4}$$

b →coeficiente da interpolação da polar de arrasto.
C_{D0} → coeficiente de arrasto parasita.
g → aceleração da gravidade.
K → coeficiente de arrasto induzido.
K_A → coeficientes aerodinâmicos.
K_T → coeficientes de tração.
S → área da asa.
V → velocidade da aeronave.
V_i → velocidade inicial da aeronave.
V_f → velocidade final da aeronave.

W → peso total da aeronave.
ρ → densidade do ar .
μ → coeficiente de atrito estático entre o solo e o trem de pouso.

A partir da determinação do grupo motopropulsor e obtenção do MTOW, calcula-se a P_{VOO}, que trata-se da função objetivo deste problema. Sua equação é dada por:

$$P_{VOO} = 90 * \left[\frac{CP_{LAPES}}{(4{,}2891 * ln(P_{bat}) - 19{,}025)}\right] * \left[\frac{2}{1 + e^{-0{,}05*(P_{bat}-84{,}4)}}\right] \quad (5)$$

onde:

CP_{LAPES} → carga paga da missão ($MTOW - PV$)
P_{bat} → peso da bateria

O peso vazio (PV) da aeronave é estimado a partir de dados históricos de diversas aeronaves, sendo assim possível estimar a carga paga ($CP_{LAPES} = MTOW - PV$).

Após essa etapa, ainda é necessário verificar alguns requisitos aerodinâmicos e de estabilidade e controle da aeronave. Para estabilidade estática, verifica-se:

$$c_{m\alpha} < 0 \quad (6)$$
$$c_{m0} > 0 \quad (7)$$
$$c_{n\beta} > 0 \quad (8)$$
$$c_{l\beta} < 0 \quad (9)$$

onde:

α → ângulo de ataque da aeronave.
β → ângulo de derrapagem da aeronave.
$c_{m\alpha}$ → Coeficiente de momento de arfagem em função de α.
c_{m0} → Coeficiente de momento de arfagem para $\alpha = 0$.
$c_{n\beta}$ → Coeficiente de momento de guinada em função de β.
$c_{l\beta}$ → Coeficiente de momento de rolagem em função de β.

Respeitando a característica do AVL de analisar apenas uma condição de voo por vez, há a necessidade de avaliar a condição de decolagem para todas as situações de voo:

1. Ângulo de ataque de trimagem sem deflexão do profundor.
2. Ângulo de ataque de trimagem com deflexão do profundor.
3. Ângulo de ataque 0° sem deflexão do profundor.
4. Ângulo de ataque 0° com deflexão do profundor.

A partir da matriz de estados que representa a aeronave, podem ser obtidas as características (amortecimento e frequência) de cada modo dinâmico (NELSON, 1998). Como o regulamento da competição fornece o tipo da missão, é possível avaliar a aeronave utilizando a norma militar norte americana MIL-F-8785C (ROSKAM, 2001). Almeja-se o nível 1 (excelente) de qualidade de voo para a aeronave, portanto, os critérios da norma que equivalem a esse nível são utilizados como restrições do problema.

Para completar as restrições do problema, utiliza-se o método de ABBOTT (1959) buscando conhecer a condição de estol da aeronave gerada. Para isso, deve-se possuir dados de duas curvas arbitrárias de sustentação (C_L) ao longo da envergadura em função do ângulo de ataque.

Os valores são então interpolados para outros ângulos e comparados com o C_L máximo do perfil aerodinâmico, sendo assim possível prever o estol.

Uma restrição assegura que a condição de estol ocorra primeiro na raiz da asa e posteriormente nas pontas. Isso garante a manutenção da eficiência dos ailerons mesmo em condição de estol, permitindo ao piloto realizar manobras que retirem a aeronave dessa condição.

Caso alguma das restrições não seja atendida, são aplicadas penalidades ao valor da pontuação de forma que a aeronave seja considerada insuficiente pelo algoritmo. Esse procedimento torna-se um grande processo de "*trade-off*", pois muitas vezes aeronaves com grandes valores de pontuação são descartadas devido ao não atendimento de algumas das restrições. Uma boa RPA consegue aliar uma grande capacidade de transportar carga a uma boa qualidade de voo.

4. Parâmetros do BA

O algoritmo de ecolocalização de morcegos, ou Bat Algorithm (BA), foi proposto por Xin-She Yang em 2010 com o intuito de resolver problemas de otimização utilizando um algoritmo de otimização meta-heurístico bioinspirado. Os fatores que levaram à escolha desse método concentram-se no fato desse ser relativamente novo e, principalmente, devido ao número de parâmetros de configuração reduzido. O pseudocódigo utilizado está descrito em Algoritmo 1:

Algoritmo 1: Pseudocódigo do Bat Algorithm

1 Função objetivo f(x)
2 Parâmetros η, α, λ, A, r, v, f, e
3 Definição das frequências f_i para cada morcego x_i^t
4 Inicialização das taxas de emissão de pulso r_i e amplitudes A_i
5 Inicialização da população de morcegos x_i^t
6 Avaliação dos morcegos f(x_i^t)
7 Encontra a melhor solução global (avaliação do melhor morcego)
8 **Para** t ← 1, ..., Número máximo de gerações **faça**
9 **Para** i ← 1, ..., η **faça**
10 $f_i \leftarrow f_{min} + (f_{max} - f_{min})\beta$
11 $v_i^t \leftarrow x_i^{t-1} + (x^* - x_i^{t-1})f_i$
12 $x_i^t \leftarrow x_i^{t-1} + v_i^t$
13 Adequa x_i^t aos limites
14 **Se** rand < r_i^t, rand ∈ [0,1], **então**
15 $x_i^t \leftarrow x_i^t + e.rand$;
16 Adequa x_i^t aos limites
17 **fim** (linha 14)
18 Calcula f(x_i^t)
19 **Se** (rand < A_i^t) ou f(x_i^t) < f(x_i^{t-1}), **faça**
20 f(x_i^t) ← f(x_i^{t-1})
21 $r_i \leftarrow 1 - exp(-\lambda t)$
22 $A_i \leftarrow \alpha.A_i$
23 **fim** (linha 19)
24 Atualiza melhor morcego x^*
25 **fim** (linha 9)
26 **fim** (linha 8)

Devido à característica do problema, prezou-se por uma grande população inicial de morcegos, que garante boa diversidade de indivíduos, e também por um processo com tendência de busca exploratória, diminuindo ligeiramente a busca local. A partir de valores propostos ($\alpha = 0{,}5$ e $\lambda = 0{,}1$) e com bons resultados em *benchmarks* (CORDEIRO, 2012), o algoritmo foi executado diversas vezes para encontrar parâmetros ótimos para esse problema. A melhor combinação de parâmetros encontrada foi:

População de morcegos, $\eta = 100$	(10)
Taxa de decréscimo da amplitude, $\alpha = 0{,}8$	(11)
Taxa de aumento da emissão de pulso, $\lambda = 0{,}05$	(12)
Velocidade inicial, $v_i = 0$	(13)
Frequência inicial, $f_i = 0$	(14)
Amplitude inicial, $A_i = 1$	(15)
Taxa de emissão de pulso, $r_i = 0$	(16)
Frequência mínima, $f_{min} = 0$	(17)
Frequência máxima, $f_{max} = 2$	(18)

A população de 100 indivíduos, que se encontra acima do proposto por (YANG, 2010), garante a diversidade desejada. A partir das análises, percebeu-se que um número de iterações compreendido entre 10 e 20 é suficiente para encontrar boas soluções para a quantidade de indivíduos escolhida. Os valores de α e λ utilizados contribuem para que a A_i seja mínimo e r_i máximo após esse valor, indicando a convergência do método conforme evidenciado na Figura 6.

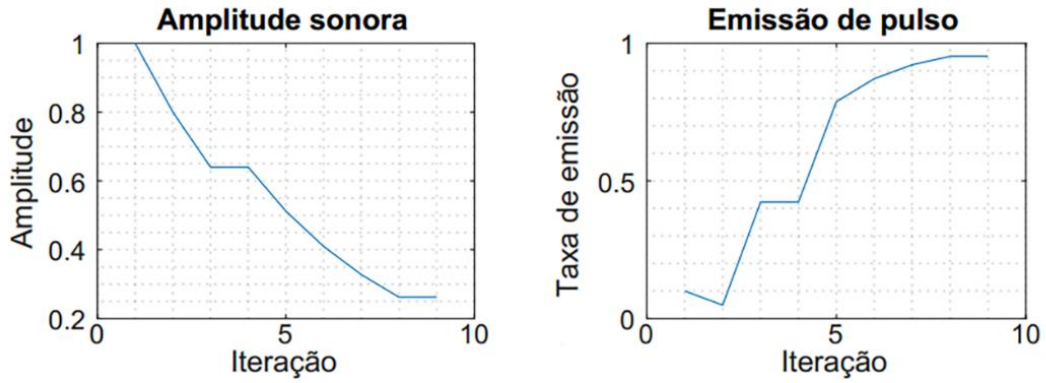


Figura 6: Convergência de A_i e r_i para $\alpha = 0{,}8$ e $\lambda = 0{,}05$

O termo "e " utilizado na linha 15 do algoritmo trata-se de um vetor com o mesmo número de variáveis do problema. Cada posição contém um valor da mesma ordem de grandeza da variável de mesmo índice. Esse vetor permite ao algoritmo encontrar novas soluções na proximidade de uma solução já existente e só é utilizado pelo algoritmo quando a taxa de emissão de pulso atinge valores altos, ou seja, quando o algoritmo está próximo da solução.

5. Resultados

O modelo proposto foi implementado através de uma série de algoritmos utilizando a linguagem MATLAB integrada ao software AVL, que utiliza o método Vortex Lattice (VLM) para

análise da aerodinâmica e dinâmica de voo das aeronaves geradas. Essas características são obtidas a partir do cálculo do escoamento em torno da geometria, que é discretizada através de painéis.

Adotou-se um número moderado de painéis, que garantem tempo computacional reduzido aliado à boa precisão numérica. As configurações realizadas visam concentrar mais painéis nas regiões do bordo de ataque e de fuga dos perfis e também na raiz das superfícies (asa e estabilizadores), conforme pode ser visto na Tabela 1.

Componente	Nº de painéis ao longo da envergadura	Nº de painéis ao longo da corda	Distribuição de painéis ao longo da envergadura	Distribuição de painéis ao longo da corda
Asa	30	10	Senoidal	Cossenoidal
Estabilizador horizontal	12	6	Senoidal	Cossenoidal
Estabilizador vertical	6	6	Senoidal	Cossenoidal

Tabela 1: Distribuição de painéis

A execução dos algoritmos foi realizada utilizando um computador com processador i7-8750H @ 1.6GHz ~2.21GHz (4 CPUs), com 16GB de RAM e Windows 10 x64. Algumas geometrias obtidas a partir de diferentes execuções do algoritmo podem ser visualizadas na Figura 7:

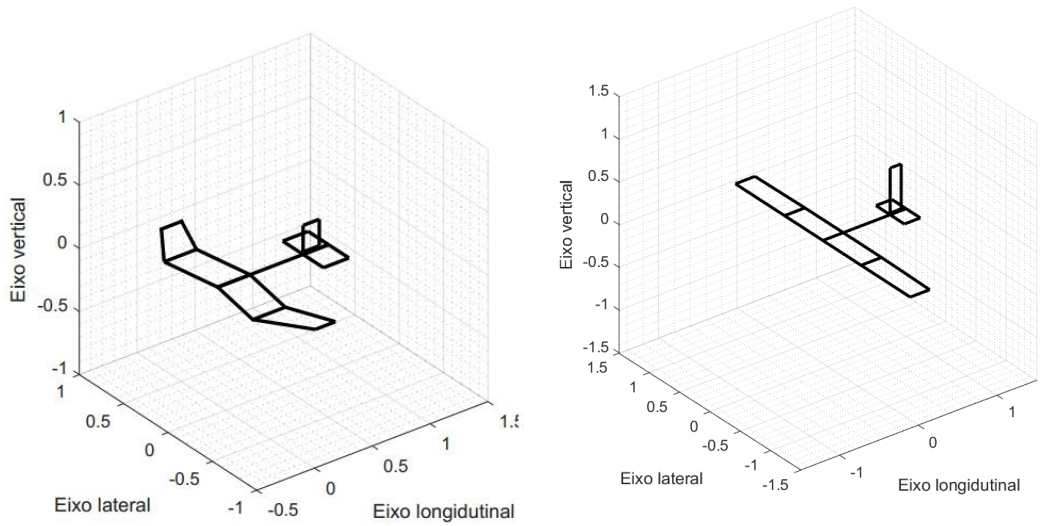


Figura 7: Geometrias geradas por diferentes execuções do algoritmo

Para verificar a eficiência da metodologia adotada e também do *Bat Algorithm* aplicado a esse problema, foram comparadas aeronaves geradas pelo BA e pelo Algoritmo Genético, conforme exposto na Tabela 2. Nos resultados obtidos, a execução foi realizada até a estagnação do valor de P_{VOO}. Os resultados gerados fazem parte da estratégia da Equipe Microraptor para 2019, que deve se manter sigilosa até a competição. Por essa razão, todas as pontuações foram normalizadas de 0 a 100, sendo 100 a melhor aeronave obtida pelo algoritmo.

Aeronave	Método de geração	P_{VOO} (normalizada)	Tempo
1	GA	91	14 horas e 18 minutos
2	GA	92	20 horas e 41 minutos
3	BA	89	13 horas e 12 minutos
4	BA	98	3 horas e 58 minutos
5	BA	100	5 horas e 32 minutos

Tabela 2: Resultados das análises utilizando diferentes métodos

Partindo das aeronaves geradas e com o objetivo de confirmar a efetividade do algoritmo, outras 23 aeronaves foram criadas manualmente a partir dos melhores resultados. Em nenhuma delas foi executada aeronave com desempenho superior às aeronaves geradas pelo otimizador.

Conforme previsto, as configurações favorecem a obtenção de um bom resultado em um valor de gerações entre 10 e 20 para cada morcego, que corresponde a, no máximo, 1500 aeronaves.

O BA conseguiu gerar resultados melhores e de forma mais veloz quando comparado ao GA em sua configuração padrão, disponível no MATLAB. Os resultados em relação a aeronaves geradas manualmente também se mostram consideravelmente superiores e mais rápidos.

6. Considerações finais

O enfoque deste trabalho concentrou-se na otimização das características de aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controle de uma RPA.

Seu intuito foi dinimuir o tempo utilizado no desenvolvimento do projeto e, ao mesmo tempo, apresentar melhores resultados. Isso foi alcançado através do uso do Bat Algorithm e do Algoritmo Genético implementados no MATLAB.

A validação ocorreu através da comparação das aeronaves geradas com aquelas já existentes, obtidas no banco de dados da equipe Microraptor UFJF. A obtenção de valores de pontuação maiores e em tempo muito inferior evidenciam a eficiência do método.

Além da obtenção de uma aeronave, que foi utilizada pela equipe no projeto de 2019, os códigos aqui desenvolvidos também possuem grande relevância como ferramenta de aprendizado da equipe. Todos os resultados são salvos e podem ser utilizados, porteriormente, como material para estudo e análises.

Propostas de trabalhos futuros são a implementação de análises estruturais e de fenômenos aeroelástícos, que permitirão refinar ainda mais a geometria e gerar aeronaves ainda mais factíveis do ponto de vista fabricativo. Outro ponto é um ajuste ainda mais refinado nos parâmetros do Bat Algorithm e também obtenção de funções de amplitude e emissão de pulso que se adequem melhor ao problema.

Agradecimentos

Os autores agradecem a equipe Microraptor UFJF, pela disposição do banco de dados, do laboratório e das aeronaves para análises. Fica também ao GOHB pelo apoio e incentivo ao projeto.

Referências

ABBOTT, Ira H.; DOENHOFF, Albert E. Von. Theory of wing sections.Dover Publications,

New York, 1959.

ANAC. Drones. Disponível em: http://www.anac.gov.br/assuntos/paginas-tematicas/drones. Acesso em: Março/2018.

ETKIN, Bernard, & REID, Lloyd. Dynamics of Flight Stability and Control, John Wiley and Sons, New Jersey, 1996.

NATIONAL ARCHIVES AND RECORDS ADMINISTRATION. *14 CFR 23 - Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes*. Washington, DC, 2011. Disponível em: <https://www.govinfo.gov/content/pkg/ CFR-2011-title14-vol1/pdf/CFR-2011-title14-vol1-part23.pdf>. J. Cordeiro, R. S. Parpinelli & H. S. Lopes. Análise de Sensibilidade dos Parâmetros do Bat Algorithm e Comparação de Desempenho. Encontro Nacional de Inteligência Artificial (ENIA), 2012. Acesso em: Março/2018.

NELSON, Robert. Flight Stability and Automatic Control, 2nd ed., McGraw-Hill, 1998.

PEREIRA, Alessandro. Fator humano na operação de aeronaves remotamente pilotadas. Disponível em: http://www.defesaaereanaval.com.br/fator-humano-na-operacao-de-aeronaves-remotamente-pilotadas. Acessado: Março/2018.

RAYMER, Daniel, P. Aircraft design: a conceptual approach, AIAA, Washington, 1992.

ROSKAM, Jan. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, Parte I e II, DAR Corporation, 2001.

SADRAEY, Mohammad H. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach, First Edition, John Wiley & Sons, 2013.

Yang, X. S. A new metaheuristic bat-inspired algorithm. In Gonzalez, J. R., editor, Nature Inspired Cooperative Strategies for Optimization, Studies in Computational Intelligence, páginas 65–74. Springer-Verlag, Berlin, Germany, 2010.