

## **Projeto Ótimo de Aeronave de Carga Rádio-Controlada**

L. de Abreu Jr.; S. A. A. G. Cerqueira

Departamento de Engenharia Mecânica – UFSJ –, São João del-Rei, MG

CEP: 36307-352

e-mail: [lenir\\_eng\\_mecanica@yahoo.com.br](mailto:lenir_eng_mecanica@yahoo.com.br) , [sergioc@ufsj.edu.br](mailto:sergioc@ufsj.edu.br)

**Resumo.** No projeto de aeronaves, tomou impulso nas últimas décadas a otimização multi-disciplinar, o uso de métodos de otimização para resolver problemas de projeto incorporando diversas disciplinas – aerodinâmica, análise estrutural, propulsão, teoria de controle e engenharia econômica. Neste trabalho são desenvolvidas ferramentas de projeto assistido por computador para auxiliar na definição das características gerais de uma aeronave de carga rádio-controlada (ACRC), atendendo aos requisitos da competição SAE Aerodesign. Esta competição, realizada anualmente, premia aeronaves que somem a maior pontuação em diversos quesitos, dentre eles projeto, carga levantada e eficiência estrutural. O algoritmo desenvolvido, baseado na seleção clonal, visa oferecer ao projetista um conjunto diverso de soluções localmente ótimas, que são então comparadas considerando características de difícil quantificação, como, por exemplo, a facilidade construtiva. Neste artigo são apresentados resultados parciais do trabalho, incluindo rotinas para modelagem da aerodinâmica, estabilidade estática, do desempenho e cálculo estrutural de aeronaves, este último limitado à estimativa de peso da aeronave e principalmente das superfícies aerodinâmicas (asa e empenagens). Os resultados obtidos até o momento têm sido satisfatórios, com soluções encontradas rapidamente e significativamente melhores aos projetos antes considerados.

**Palavras chaves:** aerodesign; otimização; projeto de aeronaves; algoritmo clonal.

## 1 INTRODUÇÃO

Há onze anos, a cada ano, no mês de outubro, realiza-se no aeroporto de São José dos Campos (SP), mais uma edição brasileira da competição SAE AeroDesign. Para participar desta competição, cada equipe deve “projetar, documentar, construir e voar um avião rádio controlado para elevar a maior carga útil possível (...), segundo normas específicas” (Regulamento SAE Brasil Aerodesign). Tais normas são alteradas a cada ano, mantendo o desafio e impedindo o reaproveitamento das aeronaves. Equipes da UFSJ, formadas principalmente por estudantes de engenharia mecânica, mas também de engenharia elétrica, têm participado da competição há dez anos, com bons resultados – no último ano, a equipe obteve o 9º lugar entre as mais de 70 equipes competidoras.

No projeto de aeronaves, tomou impulso na última década a otimização multidisciplinar (MDO, do inglês *multi-disciplinary optimization*), o uso de métodos de otimização para resolver problemas de projeto incorporando diversas disciplinas – aerodinâmica, análise estrutural, propulsão, teoria de controle e engenharia econômica Alonso *et al.* (2007). São amplamente empregados os algoritmos evolucionários, em particular os algoritmos genéticos, isoladamente ou acoplados a outros algoritmos de otimização. Destacam-se aqui dois dos trabalhos pioneiros da área. Giunta (1997) empregou tanto métodos estatísticos clássicos para definir um modelo polinomial aproximado e métodos de estatística bayesiana acoplados à aproximação de Kriging, visando, através de métodos clássicos de otimização convexa, minimizar o peso de decolagem de uma aeronave supersônica. Já Obayashi (1998) aplicou um algoritmo genético multiobjetivo ao desenho da forma planar de uma asa, objetivando minimizar o arrasto e maximizar o volume disponível para armazenamento de combustível.

O mesmo período foi também marcado pelo desenvolvimento de aeronaves não-tripuladas (VANT), com fins tanto militares quanto civis. É natural portanto que se tenha aplicado a MDO a seus projetos, como atestam os trabalhos de Batill *et al.* (1999); Gundlach (2004); Neufeld e Chung (2007); Lee *et al.* (2007).

São notáveis ainda os trabalhos de desenvolvimento e aplicação dos algoritmos genéticos feitas por um grupo da Universidade de Sydney e da Dassault Aviation (Whitney *et al.*, 2002; González *et al.*, 2005; González *et al.*, 2005).

O curso de Engenharia Mecânica da UFSJ não se volta para o projeto de aeronaves e apenas um professor tem formação na área. Por isso, os membros da equipe Trem Ki Voa (TKV), representantes da UFSJ na competição SAE Aerodesign, têm especial dificuldade no anteprojeto da aeronave, ou seja, na definição de suas características básicas. Essas incluem itens como o número e a posição das asas, sua forma em planta (envergadura, corda na raiz e na ponta, dentre outros parâmetros geométricos); a disposição das superfícies de controle, sua localização e dimensões principais.

É nessa fase conceitual que se atua neste trabalho, desenvolvendo ferramentas de projeto assistido pelo computador que auxiliem a equipe na concepção básica da aeronave. Não se pretende, e nem é desejável em qualquer situação, excluir o engenheiro projetista do processo. Pelo contrário, caberá a ele o papel fundamental de analista das opções, geradas por algoritmos de otimização que consideram apenas o objetivo primário do projeto: obter, cumprindo as restrições estabelecidas, a maior pontuação possível.

## 2 MATERIAIS E MÉTODOS

### 2.1 ALGORITMO DE SELEÇÃO CLONAL

O algoritmo evolucionário mono-objetivo desenvolvido neste projeto foi baseado na seleção clonal (de Castro e Von Zuben, 1999, 2002), um método inspirado no sistema imunológico. Em geral os algoritmos evolucionários, tais como os algoritmos genéticos, os

mais largamente empregados, apresentam ao final do processamento apenas uma solução, a melhor encontrada. À sua diferença, os algoritmos baseados na seleção clonal tem a característica de gerar um grande conjunto de soluções localmente ótimas. Dessa forma, podem ser consideradas em uma etapa posterior outras características da aeronave, relativas, por exemplo, à facilidade construtiva e à eficiência estrutural, esta última também um critério de pontuação na competição.

Adotou-se uma taxa de seleção ( $b=0,7$ ), a taxa de clonagem do melhor indivíduo ( $\beta=0,7$ ), para uma população diversa ( $N=100$ ) e número de gerações ( $t=100$ ). Adotaram-se as etapas sequenciais de geração, avaliação, atribuição da aptidão, seleção, clonagem e mutação da população, lembrando que o algoritmo clonal tem uma característica importante de mapear os sub-ótimos locais, sem descartar o ótimo global, além de não exercer pressão global seletiva, em contraponto aos AG's.

## 2.2 FUNÇÃO OBJETIVO E RESTRIÇÕES

Embora o objetivo definido para a competição faça menção à carga levantada pela aeronave, a pontuação definida no regulamento (Comitê Técnico da Competição, 2009) tem várias componentes. Para a classe regular, da qual a equipe participou em 2009, ela é determinada pela equação seguinte.

$$P = NR + P_{carga} + P_{ee} + P_{pouso} + P_{acur} + P_{adic} \quad (1)$$

O primeiro termo à direita da equação,  $NR$ , é a nota obtida no relatório técnico descritivo do projeto, incluindo plantas e relação do material empregado. O segundo termo,  $P_{carga}$ , é a pontuação pela carga útil erguida pela aeronave, determinada pela relação

$$P_{carga} = CP.F_{cn} \quad (2)$$

em que  $CP$  é a carga útil erguida (*carga paga*) e  $F_{cn}$  é um fator determinado pela corrida de decolagem (Tabela 1). Para isso são definidos dois setores, denominados 1 e 2, com corrida inferiores a 30,5 m e 61 m, respectivamente.

Tabela 1: Fatores Multiplicativos para cada setor de decolagem

	$F_{cn}$	$M_{sn}$	$E_{sn}$
<b>Setor 1</b>	10	$1,5 \times 10^4$	0,75
<b>Setor 2</b>	8	$1,8 \times 10^4$	0,70

O terceiro termo da Equação 1,  $P_{ee}$ , corresponde à pontuação por eficiência estrutural,

$$P_{ee} = M_{sn} \cdot \exp(ee^{E_{sn}}) \cdot \alpha / D \quad \text{para } ee > 0 \quad (3)$$

em que  $M_{sn}$  e  $E_{sn}$  são função do setor de decolagem,  $ee$  é a eficiência estrutural,

$$ee = CP / PV \quad (4)$$

em que  $PV$  é o peso vazio da aeronave,  $\alpha$  é a nota do relatório normalizada pela nota máxima de relatório elegível ( $NM = 165$  pontos).

$$\alpha = NR / NM \quad (5)$$

Finalmente,  $D$  é a soma em milímetros das dimensões principais da aeronave (comprimento, altura e envergadura das superfícies sustentadoras principais). A única

restrição dimensional imposta estabelece que  $4500 \text{ mm} \leq D \leq 6350 \text{ mm}$ , sendo a equipe penalizada em 5 pontos a cada 1% a soma inferior ao limite e em 10 pontos a superior.

Os demais termos da equação 1 correspondem a premiações por desempenho. A pontuação por pouso

$$P_{\text{pouso}} = 0,45.(CP)^2 / PV \quad (6)$$

premia cada pouso realizado, após voo válido, dentro da distância permitida. A premiação por acuracidade ( $P_{\text{acur}}$ ) é recebida conforme a carga útil se aproxime da carga estimada em projeto (neste trabalho, foi atribuída a toda aeronave uma nota de 25 pontos). Outras pontuações adicionais foram aglutinadas no último termo da equação ( $P_{\text{adic}}$ ). São pontos extras recebidos durante a competição por itens como caixa de mínimo volume, tempo de retirada de carga, vídeo de voo e apresentação oral. Neste trabalho foram fixados conforme resultados da equipe em 2009.

## 2.3 MODELAGEM DA AERONAVE

### 2.3.1 GEOMETRIA/ESTABILIDADE ESTÁTICA

Na Figura 1, à esquerda, são apresentados os resultados da rotina de determinação da geometria da aeronave com a qual a equipe disputou a competição em 2009 (doravante denominada TKV2009), e, à direita, o projeto CAD da aeronave TKV2009. A rotina de geometria utiliza-se de dados como envergaduras, afilamento, cordas, distâncias entre centro de gravidade e centros aerodinâmicos. Determinam áreas e cordas das superfícies aerodinâmicas, buscando garantir a estabilidade estática da aeronave, para isso utilizando a definição de volumes de cauda propostos por Barros (2001), respeitados os limites propostos por Rodrigues (2009). Determina ainda uma componente da pontuação da competição, a soma da envergadura, altura e comprimento da aeronave.

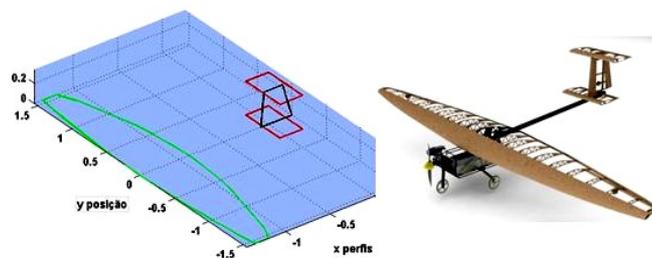


Figura 1: A esq. exemplo do resultado gráfico das rotinas e a direita a aeronave 2009

### 2.3.2 ESTIMATIVAS DE SUSTENTAÇÃO, ARRASTO E PESO VAZIO

Para a rotina de estimativa de arrasto parasita foram utilizados os procedimentos de determinação da polar de arrasto das superfícies sustentadoras (asa e empenagens) propostos por Pullin (1979). Já para a fuselagem foi empregado um valor estimado para o coeficiente de arrasto ( $C_{d\text{fus}} = 0,03$ ), em consonância com os valores encontrados em análises anteriores, para o tipo de aeronave em estudo.

As estimativas de arrasto e sustentação para a asa finita foi realizada empregando a aproximação linear de Multhopp para a teoria da linha de sustentação de Prandtl (Anderson, 2005), conforme desenvolvida por Pullin (1979). A Figura 2 mostra a distribuição da sustentação ao longo da asa, para a aeronave TKV2009.

As estimativas de arrasto determinadas pela rotina aqui desenvolvida, para a aeronave TKV2009, são mostradas em forma gráfica na Figura 3. A contribuição do arrasto induzido da asa para a decolagem ( $C_{di}$ ) é pequena, devido à seleção adequada do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) na decolagem ( $= -5^\circ$ ). Na condição de voo, não ilustrada, a parcela do arrasto induzido é preponderante.

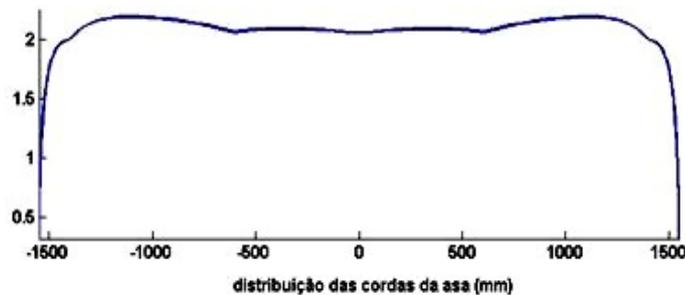


Figura 2: Coeficiente de sustentação ao longo da asa da aeronave TKV2009 para  $\alpha = 0^\circ$

A rotina de estimativa do peso vazio da aeronave (e de seus componentes), foi desenvolvida considerando as práticas construtivas das aeronaves da competição. Realizou-se previamente o peso de cada componente que compõe a aeronave, desde elementos de fixação à elementos de entelagem. Considerou-se que muitos dos elementos, em especial da fuselagem, são comuns a todas as aeronaves, exceção feita ao *tail-boom*, às asas e às empenagens, que dependem de seu comprimento e/ou áreas. Uma informação importante que pode ser gerada pela rotina é a estimativa da posição do centro de gravidade (CG) da aeronave, a qual é fundamental para cálculos mais precisos de estabilidade e controle.

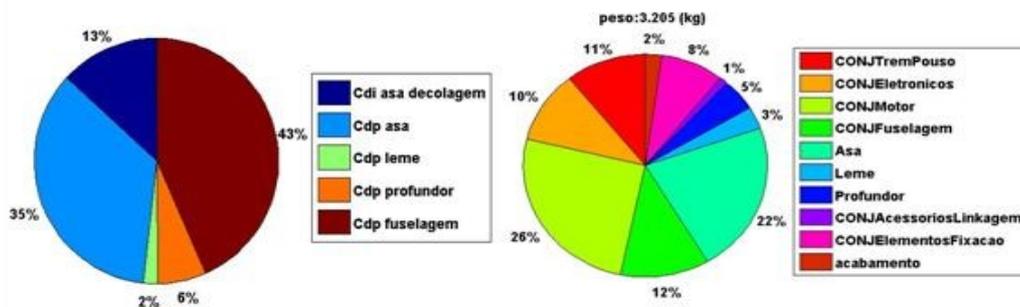


Figura 3: A esq. estimativa de arrasto da aeronave e a direita a estimativa de pesos

À direita da Figura 3, mostra-se a estimativa feita pela rotina para a aeronave TKV2009. Esta tinha, em condições de voo, em torno de 3,3 kg, em contraponto aos 3,2 kg estimados pela rotina.

### 2.3.3 DESEMPENHO E CARGAS

Empregando os resultados das rotinas anteriormente descritas, torna-se possível a estimativa da massa total (peso vazio + carga útil) durante a corrida de decolagem, com as quais a aeronave conseguirá alçar voo, considerados a dada hélice e o motor permitido para a competição. Neste trabalho foi selecionado o motor OSFX.61 e a hélice 13x4” que, a experiência mostra, representam uma boa escolha para para fins da competição (Rosa, 2006). Foram empregadas equações da dinâmica de corpos rígidos, conforme estabelecido na literatura (Pullin, 1979; Anderson, 1998; McCormick, 1994), relacionando massa total, desempenho do grupo motopropulsor, distância de decolagem (Slo) e velocidade de

decolagem (Vlo). Estima-se ainda um dos fatores de pontuação na competição, o fator de eficiência estrutural (EE), razão entre a carga útil e o peso vazio da aeronave. Os resultados para duas aeronaves, de diferentes configurações, são mostrados na figura 4.

Foram também desenvolvidas rotinas para estimativa das cargas na asa, empregando os resultados da análise aerodinâmica, a estimativa de masa na decolagem e os fatores de carga e de segurança (Roskam, 1985, Oliveira, 2002) e estabelecidos pela norma FAR-Part23 (FAA, 1990), respectivamente. Na Figura 4, são mostrados os resultados da rotina de estimativa de cargas na asa da aeronave TKV2009, com valores para carga na seção, força cortante e momento fletor na longarina. O peso estrutural da asa, em especial da longarina, é parte importante do peso total da aeronave e é estimado a partir desses resultados (Brotero, 1941).

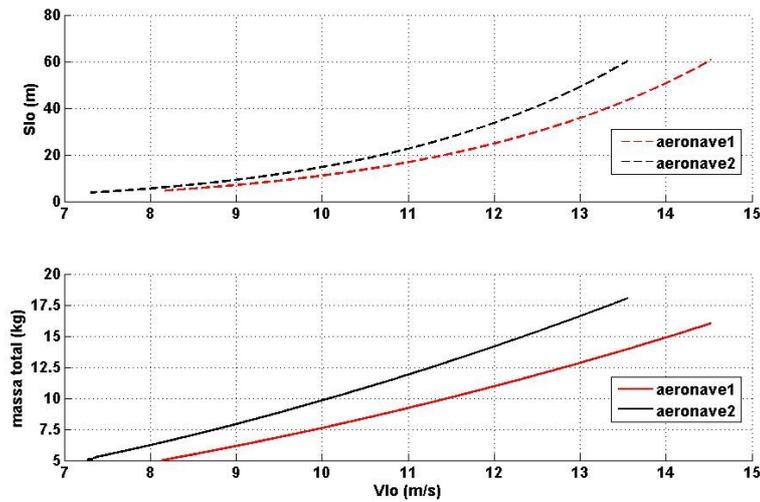


Figura 4: Análises de distância de decolagem e massa total para a variação da velocidade de decolagem de duas aeronaves quaisquer, tal que a aeronave1 tem dimensões e áreas menores que a aeronave2.

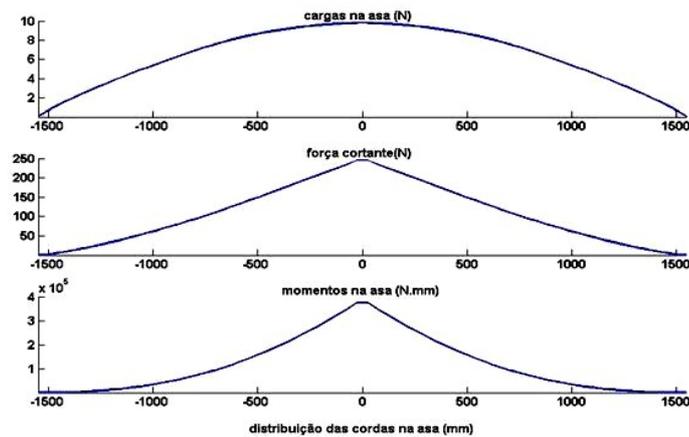


Figura 5: Estimativa de cargas na asa da aeronave TKV2009

### 3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

A evolução de parâmetros importantes na definição da aeronave, quais sejam envergadura e área da asa, a pontuação, de acordo com as regras da XI Competição SAE

Aerodesign, as massas total e vazia, e soma das dimensões, para o melhor indivíduo, ao longo da evolução do algoritmo, em uma execução típica, são mostrados na Figura 6.

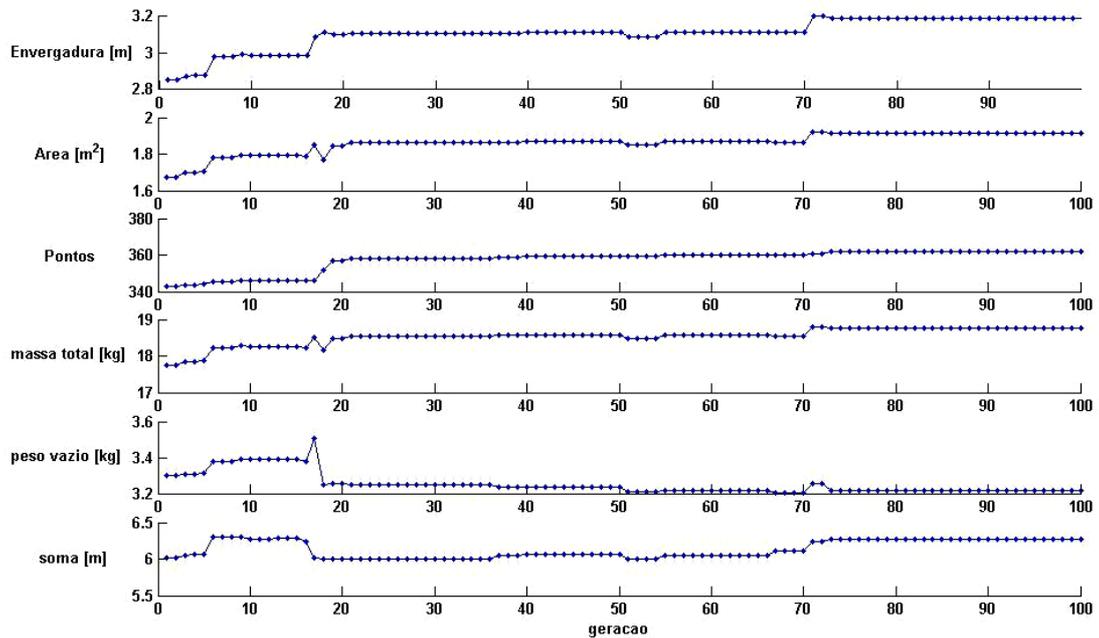


Figura 6: Evolução da população a cada geração

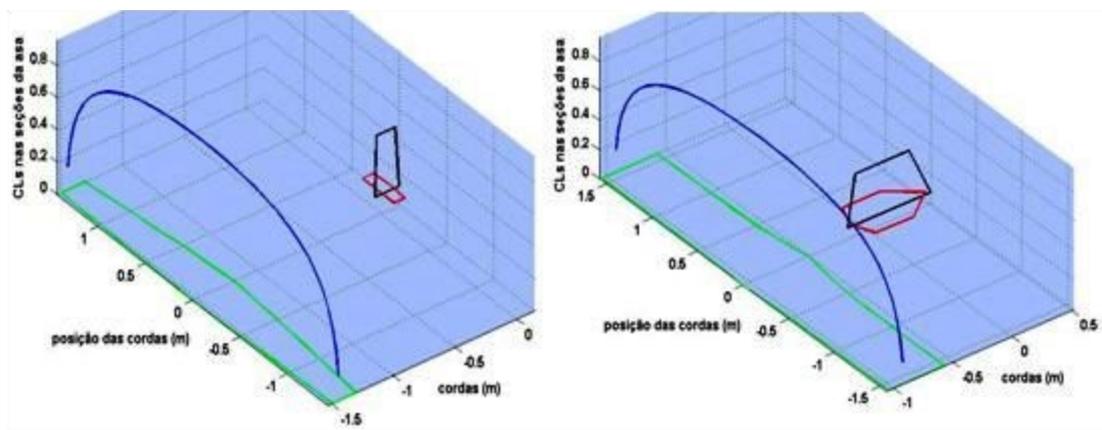


Figura 7: Exemplo de configurações atípicas

Dentre as melhores aeronaves geradas pelo algoritmos, observa-se a presença de algumas cujas configurações podem ser chamadas atípicas, como as ilustradas na Figura 7. Essas aeronaves possuem boas características ora de soma e outrora de carga carregada, e no entanto fora de padrões estabelecidos e fáceis de observar. Nesse momento, é importante a presença e intervenção do projetista para eliminar tais configurações, pouco práticas do ponto de vista construtivo.

Outra importante consideração pode ser feita considerando o gráfico da Figura 8, em que são mostrados as pontuações obtidas pelas aeronaves geradas e a soma de suas dimensões, considerando três hipóteses para a pontuação do relatório da aeronave – a atingida pela equipe, em 2009, um valor intermediário, e a máxima obtida na competição. Observa-se a diversidade dos indivíduos, havendo, para uma mesma soma das dimensões, grande variedade de pontuações. Observa-se ainda o grande número de aeronaves propostas que possuiriam potencial para disputar as primeiras colocações, caso uma boa

nota de relatório fosse obtida. Deve-se aqui fazer menção à boa definição da aeronave TKV2009, que se compara a algumas das melhores propostas pelo algoritmo.

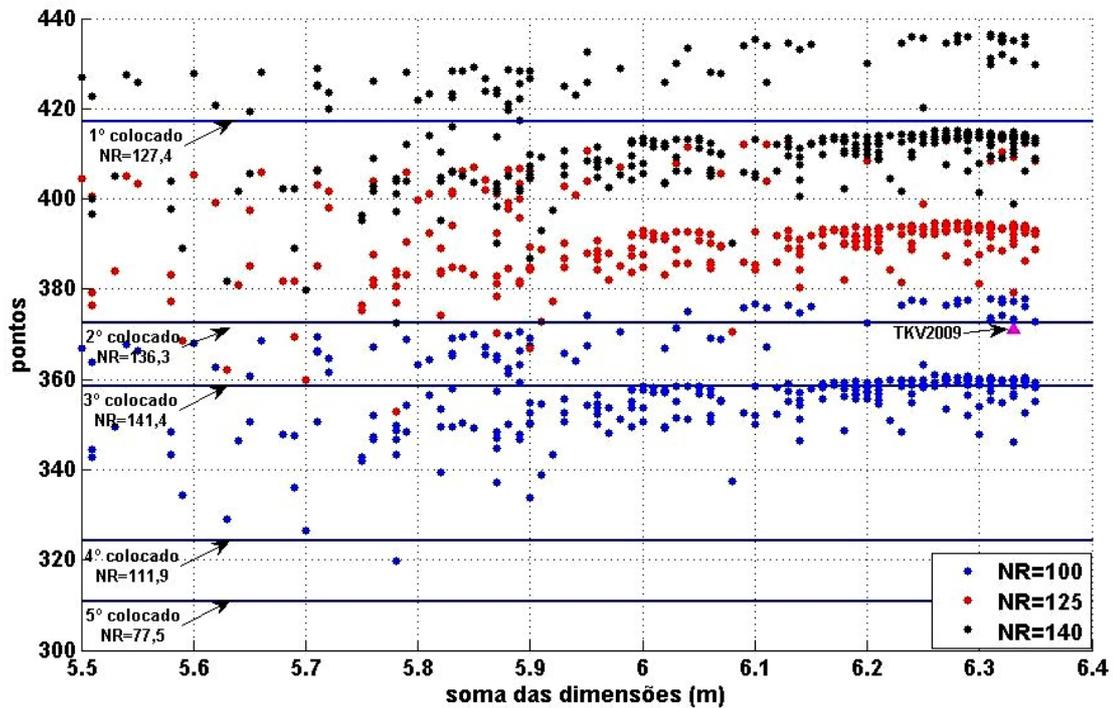


Figura 8: População final de acordo com a NR e as 5 aeronaves primeiras colocadas na XI Competição SAE Brasil Aerodesign.

A variação das pontuações das aeronaves quando a nota de relatório é alterada é objeto do gráfico da Figura 9. Observa-se que as aeronaves com maior pontuação são também as que apresentam maior sensibilidade. A escolha de uma aeronave de maior pontuação implica então em maior risco, exigindo um relatório mais cuidadoso.

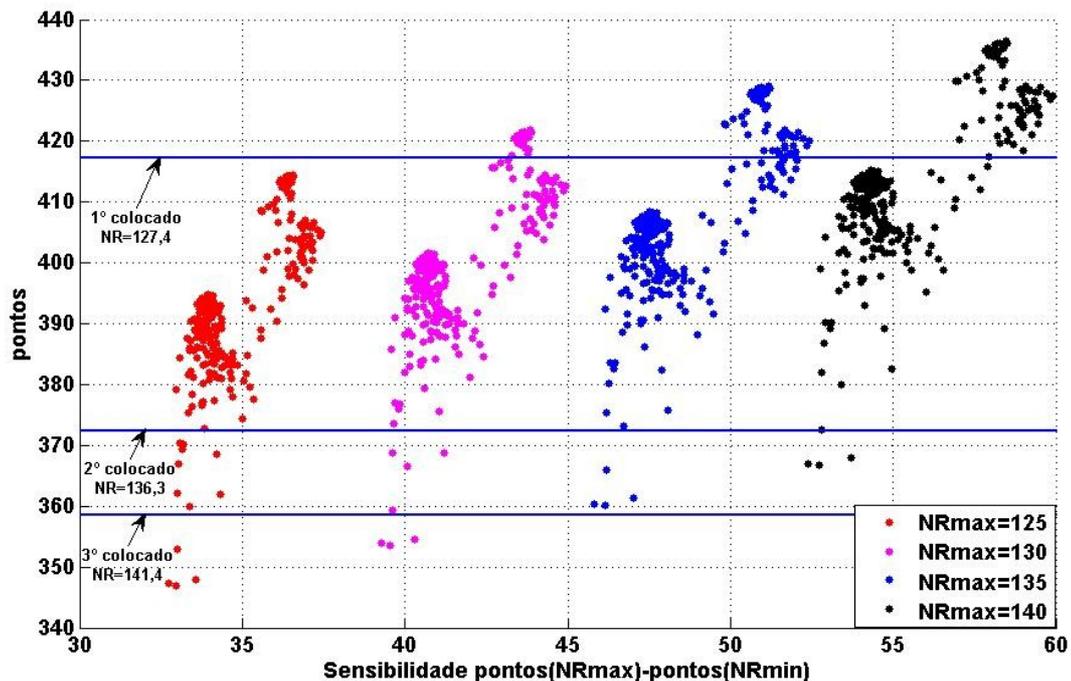


Figura 9: Análise de Sensibilidade, onde NRmax é a nota máxima que o indivíduo poderia alcançar e NRmin a nota alcançada pela equipe TKV2009.

## 4 CONCLUSÕES

O algoritmo desenvolvido revelou-se capaz de gerar uma população com elevados valores da função objetivo, comparáveis às melhores participantes da competição em 2009. As aeronaves apresentam configurações diversas, confirmando a adequação do algoritmo de otimização empregado.

A utilização do algoritmo de otimização reduz o tempo despendido na etapa de anteprojeto, permitindo que mais o tempo seja dedicado a etapas posteriores de refinamento do projeto da aeronave escolhida.

A otimização do anteprojeto de aeronaves visando a participação em edições futuras da competição SAE Aerodesign continua a ser estudada, dando continuidade a este trabalho. Além do natural aperfeiçoamento das rotinas de simulação e sua expansão, de forma a incorporar outros aspectos do projeto de aeronaves, estuda-se também o emprego de algoritmos genéticos multiobjetivos.

## 5 BIBLIOGRAFIA

- Airworthiness standards: Normal, utility, acrobatic and commuter category airplanes. In Code of Federal Regulations. USA Department of Transportation – Federal Aviation Administration, Washington, 1990.
- Anderson Jr., John D., 1999, “Aircraft performance and design”. New York; McGraw-Hill.
- Anderson, J. “Fundamentals of Aerodynamics”. McGraw-Hill, 2005.
- Barros, C.P., 2001, “Uma metodologia para o desenvolvimento de projeto de aeronaves Leves e Subsônicas”. Belo Horizonte; CEA - EEUFMG.
- Batill, S. M., Stelmack, M. A., E Qing Y U, X. Multidisciplinary design optimization of an electric-powered unmanned air vehicle. *Aircraft Design*, 2(1):1–18, 1999.
- Brotero, F. A., et alli., 1941, “Boletim nº 29”. São Paulo; IPT - São Paulo
- Comitê Técnico da Competição, 2009. Regulamento da XI Competição SAE Brasil Aerodesign. SAE Brasil, São Paulo.
- De Castro, L. e Von Zuben, F. The clonal selection algorithm with engineering applications. In *Proceedings of GECCO’00, Workshop on Artificial Immune Systems and Their Applications*. 2000.
- De Castro, L. e Von Zuben, F. Learning and optimization using the clonal selection principle. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 6(3):239–251, 2002.
- Giunta, A. Aircraft multidisciplinary design optimization using design of experiments theory and response surface modeling methods. Tese de Doutorado, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1997.
- Gonzalez, L., Srinivas, K., Periaux, J., e Whitney, E. Multidisciplinary design optimisation of unmanned aerial vehicles (uav) using multi-criteria evolutionary algorithms. In *6th World Congresses of Structural and Multidisciplinary Optimization*. Rio de Janeiro, 2005.
- Gonzalez, L., Whitney, E. W., Srinivas, K., Armfield, S., e Periaux, J. A robust evolutionary technique for coupled and multidisciplinary design optimisation problems in aeronautics. *Computational Fluid Dynamics Journal*, página 142-153, 2005.
- Gundlach, J. Multi-Disciplinary Design Optimization of Subsonic Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles Projected Through 2025. Tese de Doutorado, Virginia Tech, 2004.
- Hoerner, S.F., 1965,. “Fluid Dynamic Drag”. Published by author.
- Lee, D., Gonzalez, L., Srinivas, K., Auld, D., e Wong, K. Aerodynamic shape optimisation of unmanned aerial vehicles using hierarchical asynchronous parallel evolutionary algorithms. *International Journal of Computational Intelligence Research*, 3:229–250, 2007.

- Lennon, A., 1996, “Basics of R/C Model Aircraft Design”, Air Age Inc., Ridgefield, CT, USA.
- McCormick, B. W., 1979, “Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics”, New York; USA, John Wiley & Sons.
- Neufeld, D. E Chung, J. Development of aircraft conceptual design optimization software. In IEEE Fifth International Conference on Computational Science and Applications. 2007. ISSN 0-7695-2945-3/07. doi:10.1109/ICCSA.2007.18.
- Obayashi, S. Multidisciplinary design optimization of aircraft wing planform based on evolutionary algorithms. Systems, Man, and Cybernetics, 1998. 1998 IEEE International Conference on, 4:3148–3153, 1998.
- Oliveira, P. H. I. A., 2002, “Introdução às Cargas nas Aeronaves”. Belo Horizonte; UFMG, 194p.
- Pullin, D. C., 1979, “Apostila de Aerodinâmica do Avião; Desempenho”. Belo Horizonte, MG; CEA-EEUFMG.
- Rodrigues, L. E. M. J., 2009, “Fundamentos da Engenharia Aeronáutica-Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign”. Volume 1. Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo; SP.
- Rosa, E., 2006, “Introdução ao Projeto Aeronáutico – Uma contribuição a competição SAE Aerodesign”; UFSC.
- Roskam, J., 1985, “Airplane Design”. Ottawa; Roskam Aviation and Engineering Corporation.
- Whitney, E., Sefrioui, M., Srinivas, K., e Periaux, J. Advances in hierarchical, parallel evolutionary algorithms for aerodynamic shape optimisation. JSME (Japan Society of Mechanical Engineers) International Journal, 45, 2002.