



ESTUDO SOBRE PARAMETRIZAÇÃO DE AEROFÓLIOS PARA OTIMIZAÇÃO DE PERFIS UTILIZANDO ALGORITMOS GENÉTICOS

Mateus Bonamigo Zupiroli

Universidade de Brasília - Departamento de Engenharia Mecânica - Laboratório de Energia e Ambiente - Brasília. DF.
70910-900

Fone: ++55.61.307-2314 R

bonamigounb@hotmail.com

Ticiano Monte Lúcio da Silva

ticianomonte@gmail.com

Resumo: *O presente trabalho é um estudo sobre a parametrização de aerofólios para otimização de perfis utilizando algoritmos genéticos. O intuito deste trabalho é estudar o efeito do número de parâmetros no método visando sua validação para a otimização de geometrias 2D além de verificar seu comportamento no algoritmo de otimização. Deseja-se com isso mostrar tanto que o método aproxima de forma satisfatória o aerofólio, permitindo uma parametrização consistente e flexível e que possa ser empregada na otimização via algoritmos genéticos de maneira eficaz.*

Palavras-chave: *Otimização, Parametrização, Algoritmos Genéticos, Aerofólios, Perfis Aerodinâmicos.*

1. INTRODUÇÃO

Métodos de otimização computacionais têm se tornado cada vez mais populares no projeto aeronáutico devido ao tempo poupado diante dos métodos tradicionais e a possibilidade de se alcançar soluções improváveis pelas metodologias clássicas. Para que o método de otimização seja eficiente o método de parametrização deve também ser eficiente. Nestes métodos um aerofólio é representado por alguns parâmetros através de uma descrição matemática, onde se considera esta descrição como eficiente quando o número de parâmetros necessários é pequeno. A geração do aerofólio pela parametrização deve ser capaz de gerar uma variedade de aerofólios na qual o aerofólio ótimo deve estar incluso.

1.1 Métodos de parametrização

A descrição da geometria de um aerofólio é complicada, pois existem regiões, como o bordo de ataque, onde a derivada geométrica é acentuada. A primeira e menos eficiente forma de parametrização foi a descrição discreta do aerofólio por meio de coordenadas. Este método é fácil de ser implementado, porém requer um número grande de pontos, particularmente perto do bordo de ataque.

Outros métodos muito populares na representação matemática de aerofólios são os métodos nos quais a parametrização é feita através de funções analíticas. Uma evolução desse método é a parametrização por curvas de Bezier descrito por Cosentino and Holst (1984) que é uma melhor representação mesmo sendo matematicamente equivalente à representação por *splines*. Neste método existe a possibilidade de representar a curva usando segmentos de funções de Bezier, o que reduz o número de parâmetros necessários já que nesta representação por segmentos o grau da função pode ser reduzido.

Descendente dessa metodologia o método Parsec, que utiliza 11 parâmetros para representar um aerofólio, é atualmente usado em larga escala na indústria. Devido ao fato de poder representar com um número relativamente pequeno de parâmetros um grande conjunto de aerofólios este método é consideravelmente melhor que a representação por coordenadas (Sobieszky (1998)).

Por último há ainda métodos não analíticos para a representação de aerofólios por bases de funções ortogonais (Robinson and Keane (2001)) onde estas funções são baseadas em um aerofólio ou conjunto de aerofólios. Sua principal vantagem sobre métodos analíticos é que a representação não analítica leva em conta o histórico de otimizações feita para cada aerofólio.

Qualquer que seja o método de representação geometria o mesmo deve obedecer a certos preceitos para que seja eficiente numa otimização. É desejável que o método:

1. Se comporte de maneira a criar superfícies contínuas e realísticas;
2. Seja numericamente estável e eficiente com um processo rápido, acurado e consistente;
3. Seja capaz de representar com poucos parâmetros um grupo grande de aerofólios no qual o aerofólio ótimo esteja incluso, para uma grande variedade de condições de projeto;
4. Seja sistemático e consistente no sentido de representar, criar e alterar diferentes tipos de geometrias da mesma maneira;

Estes preceitos foram discutidos em Kulfan and Bussoletti (2006). Todos os métodos descritos acima propõem seguir tais preceitos, porém o conceito de mais relevância é apresentado pelo item 3.

1.2 Métodos de otimização

O uso de algoritmos genéticos (AG) é recomendado, segundo Michalewicz (1996), quando a função a ser otimizada possui várias inflexões de sua superfície, o que caracterizam múltiplos pontos de mínimo ou máximo. Essas funções são denominadas de funções multimodais. Os mínimos locais podem ser boas soluções, mas não são as melhores. Para certos métodos de busca (como o método de gradientes) esses pontos são indesejáveis, pois interrompem a busca por soluções melhores. O AG por ser um método de busca aleatório pode encontrar os mínimos globais mesmo com os mínimos locais presentes.

Historicamente os algoritmos genéticos se desenvolveram da idéia da evolução darwiniana, que está fundamentada em alicerces oriundos da observação de processos biológicos. Estes alicerces interpretam a evolução natural como uma forma inteligente de adaptação, auto-organização e otimização.

O algoritmo genético foi inventado por John Holland nos anos sessenta. Em seu livro "*Adaptation in Natural and Artificial Systems*" de 1975 Holland apresenta o primeiro algoritmo genético com uma estrutura teórica sólida para a abstração biológica evolutiva. Neste trabalho Holland descreve um método de geração de uma nova população de "cromossomos" codificados em binário a partir de uma população parental usando uma "seleção natural" aliada a operadores inspirados pela genética como o cruzamento e a mutação.

Pelo fato dos AG manipularem diretamente uma representação codificada, a escolha da representação pode limitar severamente o modo como o algoritmo entende a realidade (Koza, 1992). A representação binária de comprimento fixo domina este tipo de algoritmo porque há resultados teóricos que mostram que esta metodologia é mais efetiva (Golberg, 1990), além de ser de fácil implementação. Mas as boas propriedades do AG não estão diretamente relacionadas ao uso da representação binária (Antonisse(1989) e Radcliffe(1992)). Muitos autores acreditam que representações não binárias podem garantir uma maior realidade do algoritmo em aplicações específicas.

2. METODOLOGIA DE PARAMETRIZAÇÃO

Nesta metodologia as funções de base serão derivadas baseadas num conjunto de aerofólios preexistentes. Para tanto o processo numérico de representação por mínimos resíduos será utilizado. Neste processo as funções de base que minimizam o somatório da norma do erro entre a aproximação dos aerofólios e os aerofólios originais serão encontradas de forma iterativa.

A representação de um aerofólio pelas bases encontradas é feita pela expressão abaixo:

$$y_j = \sum_{b=1}^{nb} \alpha_b F_{bj} \quad (1)$$

Onde $F_b(x)$ são as nb funções de base e α_b são os coeficientes que ponderam estas funções. O primeiro passo deste processo consiste na aplicação do método dos mínimos quadrados utilizando como partida um conjunto qualquer de bases, por exemplo, um conjunto de funções polinomiais. Neste primeiro passo o método dos mínimos quadrados é aplicado a todos os aerofólios encontrando nb coeficientes para cada aerofólio. Numa segunda etapa os coeficientes encontrados no primeiro passo são fixados e o valor da função de base é determinado pela aplicação do método dos mínimos quadrados novamente. Porém, desta vez ele é aplicado de forma a achar o valor da função de base em cada ponto que minimiza o erro para o pacote de aerofólios com os coeficientes encontrados no primeiro passo. Numa terceira etapa as funções de base encontradas são normalizadas.

O método é aplicado sucessivamente até não haver mais mudança nas funções de base e nem nos coeficientes encontrados, caracterizando assim a convergência.

Abaixo é descrito de maneira sucinta o algoritmo utilizado:

1. Partindo de um conjunto de funções de base qualquer, determinar os coeficientes que minimizam o erro resolvendo a equação abaixo para todas as derivadas:

$$\frac{dE_a}{d\alpha_{ka}} = \sum_{j=1}^{np} \sum_{b=1}^{nb} (\alpha_{ab} F_{kj} F_{bj} - y_{aj} F_{kj}) = 0 \quad (2)$$

2. Fixando os coeficientes encontrados em 1 determinar os valores pontuais das funções de base que minimizam o erro para o pacote de aerofólios:

$$\frac{dE_j}{dF_{ki}} = \sum_{a=1}^{na} \sum_{b=1}^{nb} (F_{ij} \alpha_{ai} \alpha_{ai} - y_{aj} F_{kj}) = 0 \quad (3)$$

3. Normalizar as funções de base encontradas em 3 utilizando o máximo valor destas funções.
4. Checar convergência do método e se preciso repetir o primeiro passo usando as novas bases encontradas em 3.

3. METODOLOGIA DE OTIMIZAÇÃO

Embora possa haver vários tipos de modificações nas variáveis de um algoritmo genético fundamentalmente ele opera com uma população de cromossomos ou indivíduos que representam possíveis soluções para o problema de otimização. O algoritmo essencialmente tem três etapas: a primeira é a avaliação dos indivíduos, em seguida, a formação de uma população intermediária

(*gene pool*, ou “piscina de genes”) através de mecanismos de seleção, e por fim, uma recombinação por operadores genéticos como cruzamento e mutação.

3.1 Operadores genéticos

Os operadores genéticos têm como finalidade transformar a população através de sucessivas gerações, estendendo a busca até chegar a um resultado satisfatório. O operador de cruzamento emprega a informação contida nos indivíduos (pais) para gerar um (ou mais) novo indivíduo (filho). A finalidade do processo não é acrescentar novas informações à população, mas explorar apenas a região próxima aos indivíduos pais. Dentre os vários tipos de cruzamentos para RCGA's serão analisados os cruzamentos aritméticos e heurísticos.

Cruzamento aritmético é aquele que gera descendentes através de simples operações aritméticas sobre os pais. Na utilização desses operadores uma prole H é gerada a partir dos Pais X^1 e X^2 , onde a equação 4 denota cruzamentos *média aritmética* e a equação 5 *média geométrica* (Oliveira (2001)) :

$$h_i = \frac{x_i^1 + x_i^2}{2} \quad (4)$$

Ou

$$h_i = \sqrt{(x_i^1 x_i^2)} \quad (5)$$

Outro tipo de cruzamento aritmético muito popular é o proposto por Michalewicz (1992) que é uma variação do cruzamento aritmético. Duas proles, H_k sendo $k = 1, 2$ são geradas, onde:

$$h_i^1 = \lambda x_i^1 + (1 - \lambda)x_i^2 \quad (6)$$

$$h_i^2 = \lambda x_i^2 + (1 - \lambda)x_i^1; \quad \lambda \in \{0, 1\} \quad (7)$$

Operadores de cruzamento aritmético uniforme apresentam λ constantes. Para λ que variam com o número de gerações os operadores são chamados de não-uniformes. O comportamento de λ em relação às combinações lineares tem grande influência na geração de prole. Para $\lambda = 0.5$ que equivale ao cruzamento de média aritmética, onde se encontra a maior distância entre os pais genitores (D_{\max}) e produz apenas um único descendente exatamente na metade da distância euclidiana entre os dois pais. Para λ próximos a 0 e 1 a descendência tem características predominantes do primeiro ou segundo pai.

Os cruzamentos heurísticos avaliam direções e geram descendentes nas mais promissoras. Por isso são chamados de cruzamentos *heurísticos* ou *direccionais* ao contrário dos cruzamentos aritméticos que não se utilizam de nenhuma informação do problema para gerar descendentes melhores.

Um desses tipos de cruzamento é o *Wright's heuristic crossover* desenvolvido por Wright (1990). Nesse método uma prole H é gerada onde:

$$h_i = x_i^1 + r \cdot (x_i^1 - x_i^2) \quad (8)$$

Sendo r um número randômico que pertence ao intervalo de 0 a 1 ($r \in (0, 1)$) e supondo que a avaliação da função x_i^1 é melhor que a de x_i^2 .

Segundo Bach et al (1991) o operador de mutação é um diversificador e que também pode ser entendido como um intensificador de busca. A mutação diversifica quando introduz uma informação inteiramente nova no indivíduo e, conseqüentemente à população. Por outro lado, quando apenas aplica um ruído à solução contida no indivíduo, a mutação é um mecanismo intensificador de busca na vizinhança dessa solução.

Neste presente trabalho só será avaliado a mutação do tipo uniforme. Sendo C um indivíduo e c_i o gene a ser mutado, temos:

$$c_i' = c_i \cdot r \quad (9)$$

Onde $r \in \{0, 1\}$.

4. RESULTADOS

A metodologia de validação tem o objetivo de responder a questão de quantos parâmetros são necessários para descrever um espaço representativo no qual o verdadeiro ótimo aerofólio esteja representado. Para tanto foi desenvolvida uma metodologia que engloba os seguintes passos:

1. Comparação do aerofólio e sua representação para uma grande variedade de aerofólios.

- Computar e comparar medidas estatísticas como diferenças de espessura, derivada e erro da derivada.

2. Uso de um código baseado no método dos painéis com acoplamento de camada limite (Xfoil 6.9) para comparação de coeficientes aerodinâmicos.

- Estudo comparativo do número de parâmetros na convergência dos coeficientes aerodinâmicos.

Para o primeiro passo foram avaliados 530 aerofólios que incluíam; nacas simétricos e cambreados, aerofólios de alta sustentação, de baixo Reynolds, de proporção, hidrofólios, acrobáticos, de planadores, *Utralight*, de asas voadoras, *natural laminar flow*, *schok-free*, e supercríticos como também transônicos para as funções de base de 3 a 11.

O dentre os aerofólios avaliados será apresentado o estudo de caso referente ao NACA0012. A seguir será apresentada a comparação gráfica geometria (passo1) e em seguida a comparação aerodinâmica (passo2) para o caso estudado.

As figuras abaixo mostram a comparação geométrica do aerofólio, seu respectivo erro de espessura, e o erro da derivada:

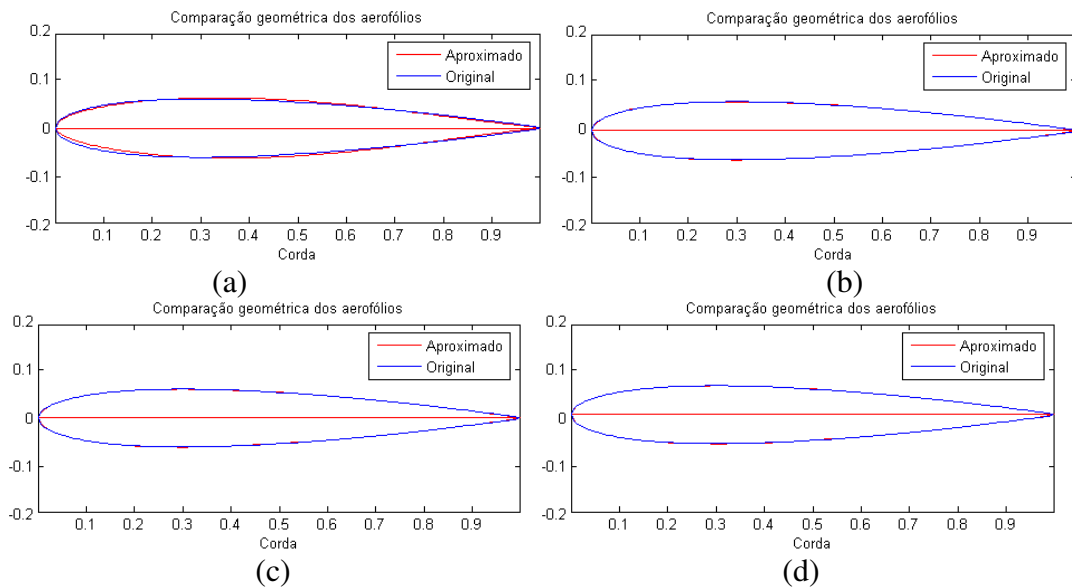


Figura 1: Comparações geométrico para a)3BF, b)5BF, c)7BF e d)11BF

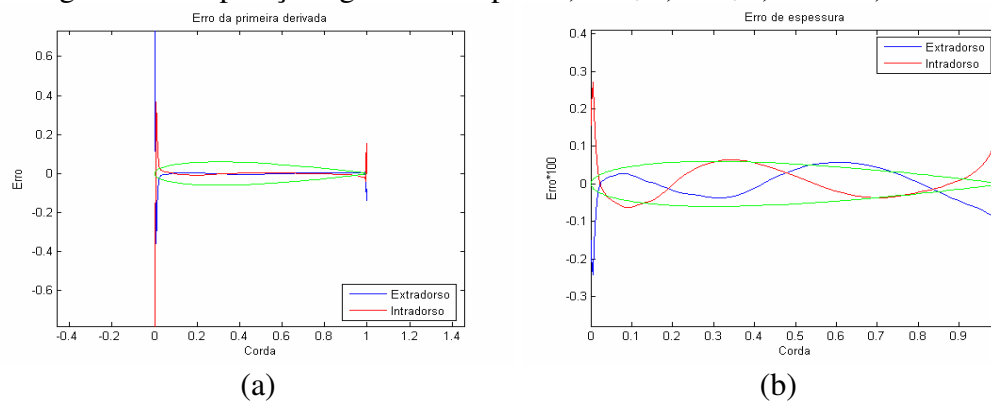


Figura 2: Erros geométricos para 5BF (a) 1ª derivada e (b) Espessura em porcentagem da corda.

A figura 1 mostra a comparação geométrica entre o aerofólio original e sua aproximação. Para este exemplo, a diferença entre a geometria da aproximação é pouca mesmo para 3 funções de base (3BF). Os erros correspondentes da 1ª derivada e espessura são apresentados na figura 2. O erro de espessura é dado em porcentagem da corda. Tipicamente a tolerância ao erro de espessura em aerofólios em túneis de vento padrões é 0.1% (Kulfan and Bussoletti (2006)). A natureza oscilante do erro de espessura é típica de funções minimizadas por mínimos quadrados. A partir de 5BF os resíduos se tornam menores que a tolerância de túneis de vento.

O comportamento do resíduo da primeira derivada próximo ao bordo de ataque se mostra assintótico, portanto é difícil observar as diferenças entre o aerofólio real e o aproximado perto dessa região. No entanto, observa-se um bom comportamento do erro de 1ª derivada a partir de 5BF.

Como descrito anteriormente, o segundo passo no processo de determinação do número de funções de base que representam adequadamente um aerofólio envolve o uso de um método dos painéis para análise do aerofólio original e do aproximado, comparando-se os coeficientes aerodinâmicos e distribuições de pressão obtidas.

A análise aerodinâmica foi realizada por meio do código de métodos dos painéis Xfoil (6.94) com acoplamento de camada limite. Este método é um código tradicional *free software* com uma boa convergência quando comparados com resultados experimentais. Foi desenvolvido para análises preliminares em aerofólios e sua convergência pode ser encontrada em Derla and Giles (1987).

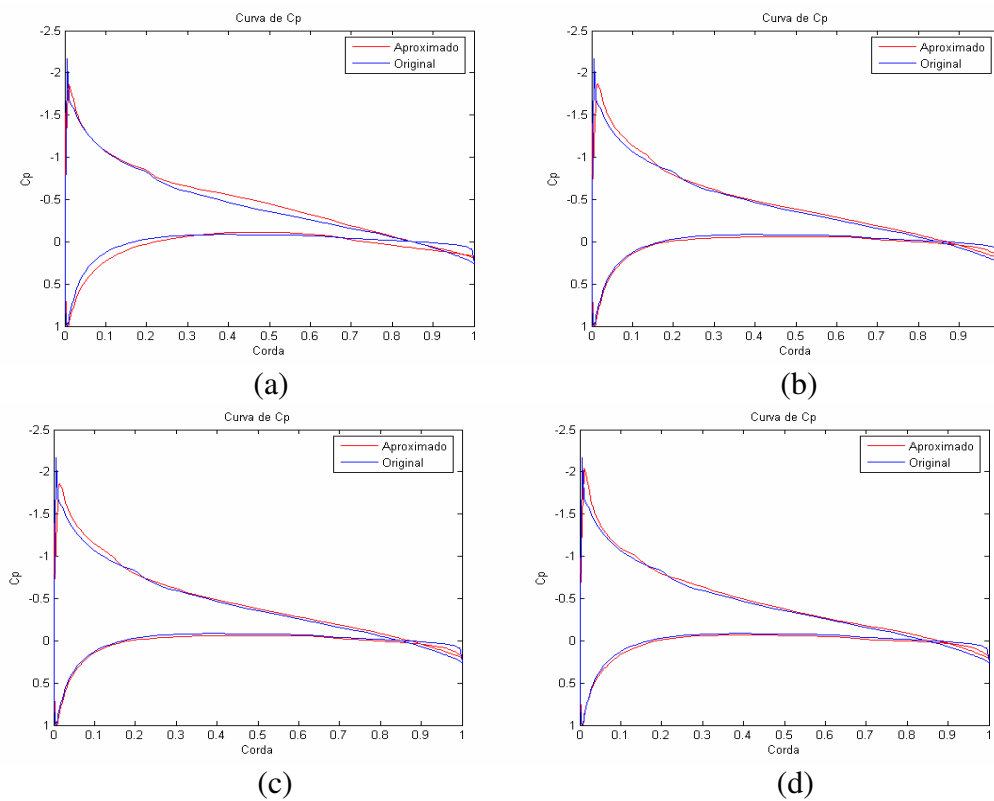


Figura 3: Comparação das curvas de C_p para a)3BF, b)5BF, c)7BF e d)11BF ($\alpha=5^\circ$ $Re=203.800$)

As distribuições de pressão e os coeficientes aerodinâmicos foram calculados para o aerofólio original e o aproximando com 3 a 11 BF. Alguns resultados da análise do NACA 0012 são mostrados na figura 3. As previsões para 5BF a 11BF convergiram de maneira satisfatória para as distribuições de pressão no intradorso. Pequenas alterações podem ser percebidas na região do bordo de ataque do extradorso em relação à convergência da distribuição de pressão. Essas alterações podem ser explicadas pelo fato da oscilação da 1ª derivada que pode produzir por sua vez uma oscilação nas curvas de pressão previstas no método dos painéis.

Tabela 1: Valores de erros em função do número de parâmetros para o NACA 0012 com $Re=200.000$ e $\alpha=5^\circ$.

Número de parâmetros	Erro de c_l	Erro de c_d	Erro Máximo Espessura	Erro derivada
3	0.0784 (16,5%)	0.00024 (1,3%)	0.004439	0.599446
5	0.0528 (11,6%)	0.00077 (4,2%)	0.002717	0.732319
7	0.0539 (11,8%)	0.00074 (4,1%)	0.002830	0.728065
9	0.0491 (10,8%)	0.00088 (4,8%)	0.002141	0.628515
11	0.0545 (11,9%)	0.00070 (3,9%)	0.001210	0.446805

Os resultados das distribuições de pressão e coeficientes aerodinâmicos bem como as comparações geométricas implicam em serem necessários um baixo número de funções de base para representar um aerofólio com a presente metodologia.

Para o presente trabalho também foi analisado o comportamento da metodologia de parametrização para diferentes operadores genéticos descritos na literatura e mencionados anteriormente na seção 3.1. Para cada tipo de operador foram simulados dois tipos de transição. A simulação foi feita com um C_l (coeficiente de sustentação) de 0,6 e 20 gerações, adotando uma probabilidade de mutação de aproximadamente 1,8%, além do elitismo com 15 aerofólios. Os resultados são apresentados na figura 4(a).

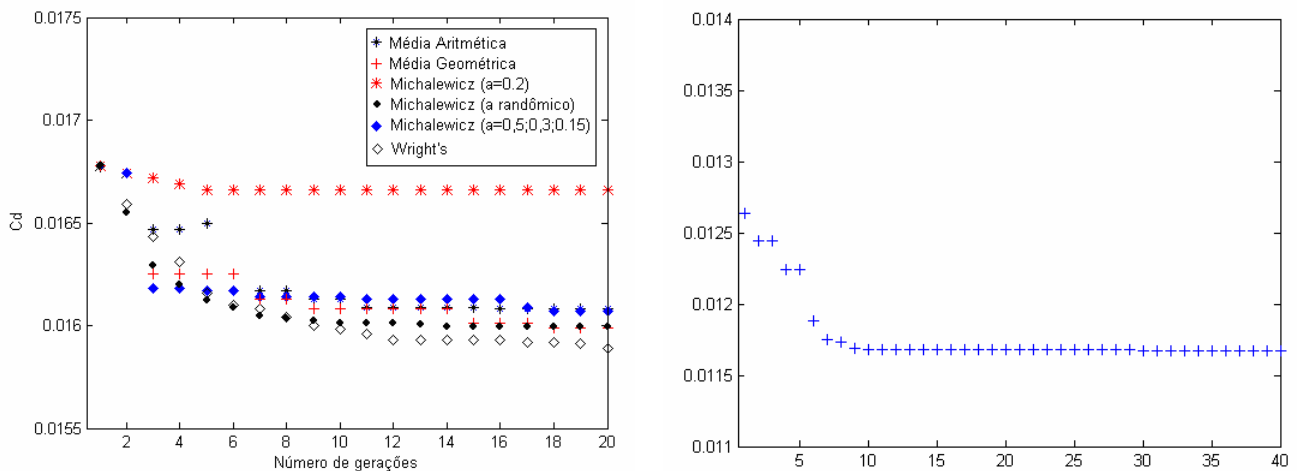


Figura 4: (a) Curvas de convergência para os cruzamentos estudados com transição fixa, e (b) curva de convergência para a otimização do aerofólio de baixo Reynolds.

Algumas conclusões podem ser obtidas da comparação entre as curvas de convergência. Verifica-se que a convergência de todos os métodos é relativamente boa, apesar de que fica óbvio a necessidade de um maior número de gerações na otimização dos aerofólios, pois ainda não foi alcançada uma convergência completa, especialmente no caso do método proposto por Wright. Mas mesmo sem a completa convergência do método verifica-se que as curvas chegam a um valor que é inferior ao C_d (coeficiente de arrasto).

Um caso de otimização foi simulado para um aerofólio de baixo Reynolds baseado numa otimização de aerofólios deste tipo feita por Derla (1988). No trabalho de Derla uma otimização foi feita visando um aerofólio para a aeronave Daedalus Prototype, movida à propulsão humana.

A partir dessas condições foi definida uma otimização para estudar o comportamento da metodologia de parametrização na otimização por algoritmo genético num caso real. O problema de otimização foi definido como sendo a minimização do C_d , com C_l de 1,3 e espessura t , $t \geq 0,09$.

A figura 4(b) mostra a curva de convergência do caso, onde se pode observar uma estabilização no valor do C_d a partir da décima geração.

A fim de avaliar a otimização, foi escolhido um método mais preciso e que se aproximasse mais da realidade para obter os coeficientes aerodinâmicos. Empregou-se para tanto então o método dos volumes finitos.

Os dados obtidos na simulação numérica do aerofólio otimizado são apresentados a seguir e posteriormente serão comparados com os resultados obtidos no método de painéis XFOil. A figura 5 mostra o campo de pressão e velocidade próximo ao aerofólio para o ângulo no qual o aerofólio foi otimizado, ou seja, um alfa de $3,524^\circ$.

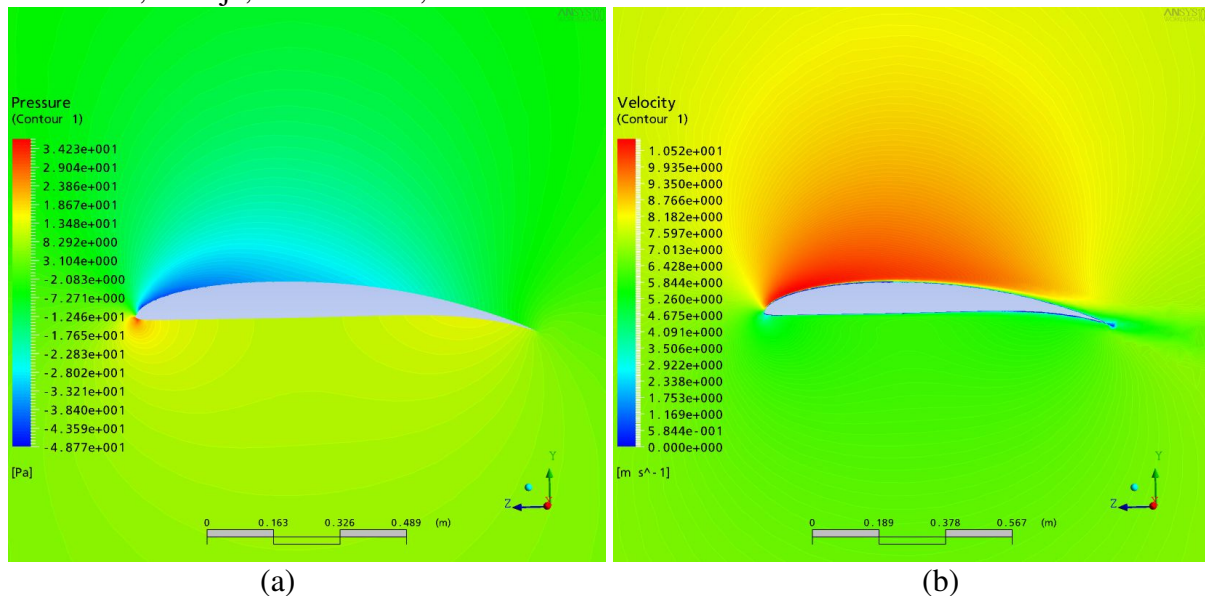


Figura 5: (a) Campo de pressão e (b) velocidade obtidos no CFX-10.

Na região do início do gradiente adverso observado no final da figura 5 ocorre uma indicação do começo do fenômeno de separação da camada limite. Isto contribui significativamente para o aumento do arrasto de pressão do aerofólio. A seguir são apresentadas as curvas para comparação entre os resultados obtidos.

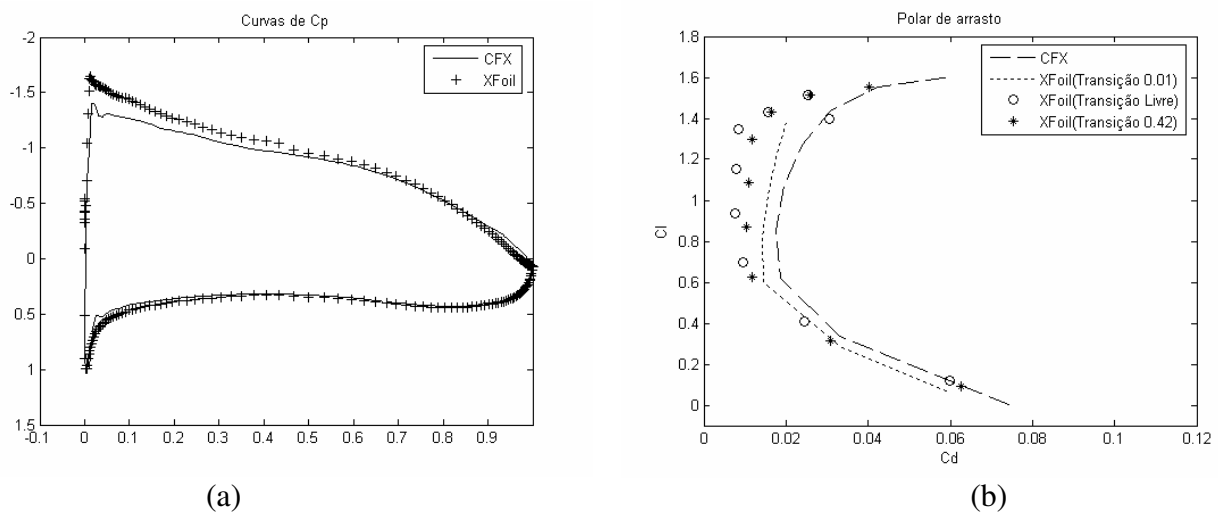


Figura 6: (a) Comparação das curvas de C_p e das polares de arrasto obtidas no CFX e no XFOil.

Ocorre na previsão do coeficiente de pressão para o XFOil uma pequena diferença na parte inicial do extradorso. Essa diferença proporciona uma previsão maior da força aerodinâmica do

XFoil se comparado com o obtido através do CFX. Os valores numéricos para o CFX onde temos para o alfa de $3,524^\circ$ um CI de 1,24 em contraste com o CI de 1,3 calculado no Xfoil, representando um erro de 4,61%. Em relação ao Cd total o CFX obteve para este alfa um Cd maior que o previsto pelo Xfoil, sendo o Cd obtido de 0,02085 no CFX e 0.01167 o Cd obtido no Xfoil. Essa diferença pode ser explicada pelo fato do método usado pelo Xfoil não ser capaz de descrever de maneira satisfatória a região de camada limite nem a transição laminar turbulenta. Na figura 6(b) é apresentada uma comparação entre os resultados obtidos no CFX e Xfoil para vários pontos de transição.

5. CONCLUSÃO

Com os resultados obtidos conclui-se que a metodologia de parametrização consegue representar com poucos parâmetros uma ampla gama de aerofólios. Para os casos estudados observou-se a necessidade de no máximo 7 parâmetros para descrevê-los.

A este respeito alguns problemas foram encontrados na tentativa de construir a base de dados descrita acima, sendo o problema mais imediato a falta de padronização dos aerofólios que dificultou o processo de pré-processamento consideravelmente. O pacote de aerofólio utilizado atualmente, com 530 aerofólios, já é uma versão filtrada de outro pacote, onde foram retirados muitos aerofólios com formatação errada.

Em relação à otimização observou-se um comportamento satisfatório do método de parametrização ao longo de todas as etapas realizadas, demonstrando a eficácia deste tipo de representação combinada com algoritmos evolutivos na otimização multidisciplinar.

Acredita-se que os resultados podem ser significativamente melhorados com a substituição do *solver* por um método mais preciso, como o de volumes finitos, especialmente em relação ao erro absoluto obtido entre os resultados numéricos e os valores experimentais disponíveis na literatura, aproximando a otimização de obter valores mais reais para os coeficientes de arrasto. Outro ponto a ser ressaltado é a sugestão de futuros estudos sobre a influência da variação do número de funções de base nos resultados da otimização.

Por fim, considera-se que o estudo comprovou a qualidade do método de parametrização proposto, conseguindo um dos objetivos principais, que era a parametrização e conseqüente otimização com um número reduzido de parâmetros.

6. AGRADECIMENTOS

A Deus, autor e consumidor de nossa fé.

7. REFERÊNCIAS

- Antonisse ,J.1989, "A new interpretation of schema notation tha overturns the binary encoding constraint." Proc. of the third Int. Conf. on Genetic Algorithms ,pp. 86-91
- Bäck, T. Hoffmeister, F. and Schwefel, H.P.,1991, "A survey of evolution strategies. In Lashon B. Belew, Richard K.; Booker, editor, Proceedings of the 4th International Conference on Genetic Algorithms, pages 2--9, San Diego, CA, July 1991.
- Cosentino, G. B. and Holst, T. L.,1984," Numerical Optimisation Design of Advanced Transonic Wing Configurations"
- Drela, M. and Giles, M.B.,1987," Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils",AIAA Journal, 25(10), pp.1347-1355
- Derla, M.,1988,"Low -Reynolds-Numeber Airfoil Design for the M.I.T. Daedalus Prototype: Case Study " J. Aircraft vol.25 no.8
- Goldberg, D. E., 1990, "Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning". Reading, MA: Addison-Wesley

- Lepine, J., Guibault, F., Trepanier, J.-Y., and Pepin, F., 2001, "Optimized Nonuniform Rational B-spline Geometrical Representation", for Aerodynamic Design of Wings, AIAA Journal, Vol. 39, No. 11.
- Michalewicz, Z., 1992, *Genetic Algorithms + Data Structures = Evolution Programs*. Springer-Verlag, New York.
- Oliveira, Alexandre, 2001, "Algoritmos evolutivos para problemas de otimização numérica com variáveis reais".
- Kulfan, Brenda M. and Bussoletti, John E., 2006, "'Fundamental' Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes", AIAA 2006-6948-972
- Radcliffe N.J., 1992, "Forma Analysis and Random Respectful Recombination. Proc. of the Fourth Int. conf. Genetic Algorithms, pp. 222-229.
- Robinson, G. M. and Keane, A. J., 2001, "Concise Orthogonal Representation of Supercritical Airfoils", Journal of Aircraft, Vol.38, No. 3, 2001, pp. 580-583.
- Kosa, J.R., 1992, "Genetic Programming", MIT press, Cambridge.
- Sobieczky, H., 1998, "Parametric Airfoils and Wings, Notes on Numerical Fluid Mechanics", edited by K. Fujii and G. S. Dulikravich, Vol. 68, Vieweg Verlag, 1998, pp. 71-88.
- Sobieczky, H. and Klein, M., 2001, "Sensitivity of Aerodynamic Optimization to Parameterized Target Functions", H182, Proc. Int. Symp. on Inverse Problems in Engineering Mechanics (ISIP 2001), 06-09 Feb 2001, Nagano, Japan
- Sohn, Myong H. and Lee, Kyu J., 2000, "Bezier Curve Application in the Shape Optimization of Transonic Afoils", AIAA-2000-4523
- Song, Wenbin and Keane, Andrew J., 2004, "A Study of Shape Parameterisation Methods for Airfoil Optimisation", AIAA_paper_04-20441
- Wu, Hsiao-Yuan, Yang, Shuchi and Liu, Feng, 2003, "Comparison of Three Geometric Representations of Airfoils for Aerodynamic Optimization", AIAA-2003-4095.

A STUDY OF AIRFOIL SHAPE PARAMETERIZATION FOR OPTIMIZATION USING GENETIC ALGORITHM

Mateus Bonamigo Zupiroli

University of Brasília – Department of Mechanical Engineering – Energy and Environment Laboratory - Brasília, DF. 70910-900

Fone: ++55.61.307-2314 R

bonamigounb@hotmail.com

Ticiano Monte Lúcio da Silva

ticianomonte@gmail.com

Abstract: *This work consists in a study of parameterization method for airfoil shape optimization using genetic algorithm. The goal is to study the effect of the number of parameters in the optimization of 2D and 3D geometries besides check the parameterization method behavior in an optimization algorithm using evolutive parameters. The intention is to show that the parameterization method approximates satisfactorily the airfoil shape, allowing a efficient parameterization, and also, it could be employed in genetic algorithm optimization in an efficient way.*

Keywords: *Optimization, Parameterization, Genetic Algorithm, Airfoils.*