

ESTUDO SOBRE PARAMETRIZAÇÃO DE AEROFÓLIOS PARA OTIMIZAÇÃO UTILIZANDO METODO RMRB

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

Rafael Pereira

mp.rafael@gmail.com

Antonio C. P. Brasil Junior

barsiljr@unb.com.br

Resumo: *O presente trabalho é um estudo sobre o método de parametrização de aerofólios para otimização de asa baseado no método RMRB. O intuito deste trabalho é estudar o efeito do número de parâmetros no método visando sua validação para a otimização de geometrias 2D e 3D. Deseja-se com isso mostrar que o método aproxima de forma satisfatória o aerofólio permitindo uma parametrização consistente e flexível.*

Palavras-chave: *parametrização, aerofólios, otimização*

1. INTRODUÇÃO

Métodos de otimização computacionais tem-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, esta descrição é 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.

A descrição da geometria de um aerofólio é complicada, pois existem regiões, como o bordo de ataque, onde a derivada geométrica é acentuada. Este é o motivo pelo qual um grande número de pontos coordenados são necessários para descrever sua geometria fielmente.

1.1 Métodos de parametrização

Diversos tipos de parametrização foram desenvolvidos para o uso em projetos de otimizações aerodinâmicas e estudos paramétricos. O método menos eficiente é a descrição discreta do aerofólio por meio de pontos coordenados. 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. Representações polinomiais e por *spline* reduzem consideravelmente o número de parâmetros necessários, porém, para pontos como o bordo de ataque, estas funções requerem um polinômio de alto grau o que aumenta em muito o número de parâmetros necessários. Além disso, esse método pode ser capaz de representar apenas uma parte do conjunto de aerofólios.

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 a 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 (Sobieszky, 1998), 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.

Neste sentido muitos estudos têm sido feitos, onde se citam os trabalhos de Sobieszky(1998) que empregou relações algébricas e analíticas para gerar geometrias realísticas. Neste mesmo trabalho é feita uma extensa discussão sobre a metodologia do método Parsec.

Na questão da implementação de novos métodos analíticos e semi-analíticos pode-se citar Sohn and Lee (2000) onde é implementado um método semi-analítico baseado em Bezier .No trabalho Wu et all (2003) três metodologias de parametrização, Parsec, Hicks-Henne e *mesh-point* são comparadas e validadas.

O método *free form* descrito por Lepine (2001) também chamadas de NURBS (Non-uniform rational B-splines) representa um aerofólio por um série de pontos de controle que determinam uma *B-spline* local estes ponto de controle são geralmente variáveis de projeto.

Por ultimo há ainda métodos não analíticos para a representação de aerofólios por bases de funções ortogonais (Robinson and Keane,2001) onde estas funções são baseadas num aerofólio ou conjunto de aerofólios. Sua principal vantagem sobre métodos analíticos é que a representação não analítica leve em conta o histórico de otimizações feita para cada aerofólio em quanto o método analítico mesmo que mais simples não o faz. O método a ser descrito no trabalho se utiliza de bases não ortogonais que mesmo tornando o seu algoritmo descritor mais complexo consegue representar um maior numero de aerofólios.

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

1. Se comporte de maneira a criar superfícies continuas 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 do mesmo jeito;

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

2.METODOLOGIA RMRB

Nesta metodologia as funções de base serão derivadas baseadas num conjunto de aerofólios preexistentes. Para tanto o processo numérico RMRB ou no inglês *representation by minimal residual base* 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 encontrados de forma iterativa.

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

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

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 encontrado, 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:

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

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. ANÁLISE E 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; aerofólios da série naca 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.

A seguir serão apresentados três estudos de caso utilizados para validar a metodologia. Como será visto a frente, a escolha destes aerofólios baseia-se na sua importância histórica e ampla utilização.

3.1 Estudo de Caso: NACA 0012 (simétrico)

Este aerofólio foi escolhido pelo seu valor histórico e sua ampla utilização como caso teste encontrados na literatura. 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:

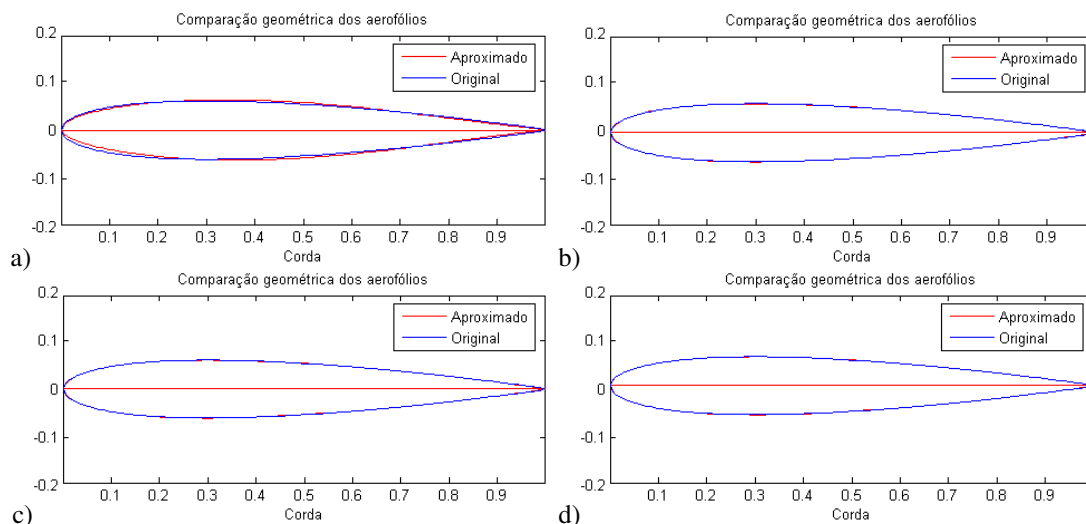


Figura 1: Comparações geométricas para diversos números de parâmetros a)3, b)5, c)7 e d)11

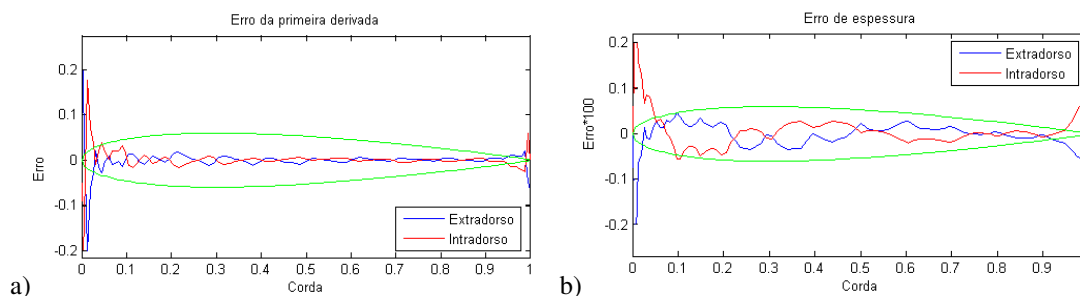


Figura 2: Erros geométricos a) 1ª derivada e b) espessura em porcentagem da corda para 3 parâmetros

Visualmente é possível verificar os bons resultados obtidos com o método de parametrização para o caso da derivada, porém são verificadas algumas oscilações. Estas oscilações são causadas por alguns aerofólios cuja descrição no pacote de dados não está bem representada, já que o pacote de aerofólio influencia a convergência dos resultados geométricos. Posteriormente, nas conclusões, serão feitas mais considerações sobre estes resultados.

Para o passo 2 onde serão feitas as análises do comportamento do método para os coeficientes aerodinâmicos com diferentes números de parâmetros foi utilizado o software Xfoil 6.9. Este software é baseado no método dos painéis com acoplamento de camada limite. A comparação com resultados experimentais dos resultados obtidos com o software pode ser encontrada em Derla and Giles (1987).

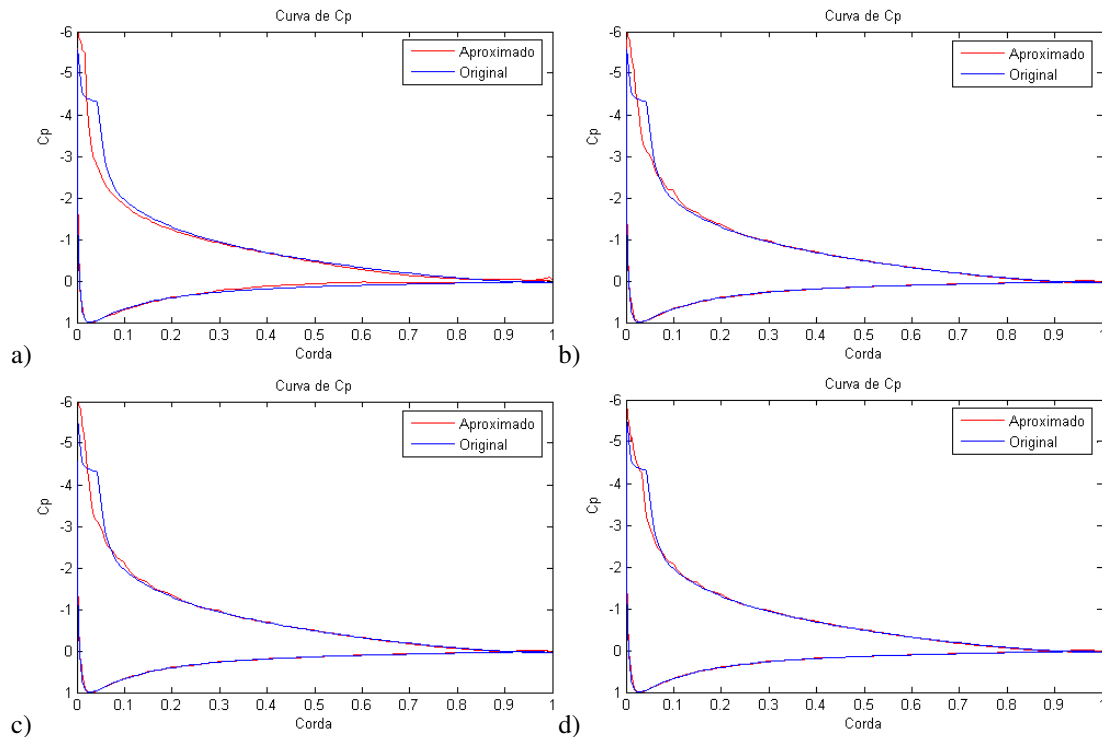


Figura 3: Comparação das curvas de C_p (coeficiente de pressão) para diversos números de parâmetros a)3, b)5, c)7 e d)11 ($\alpha=5^\circ$ $Re=203.800$)

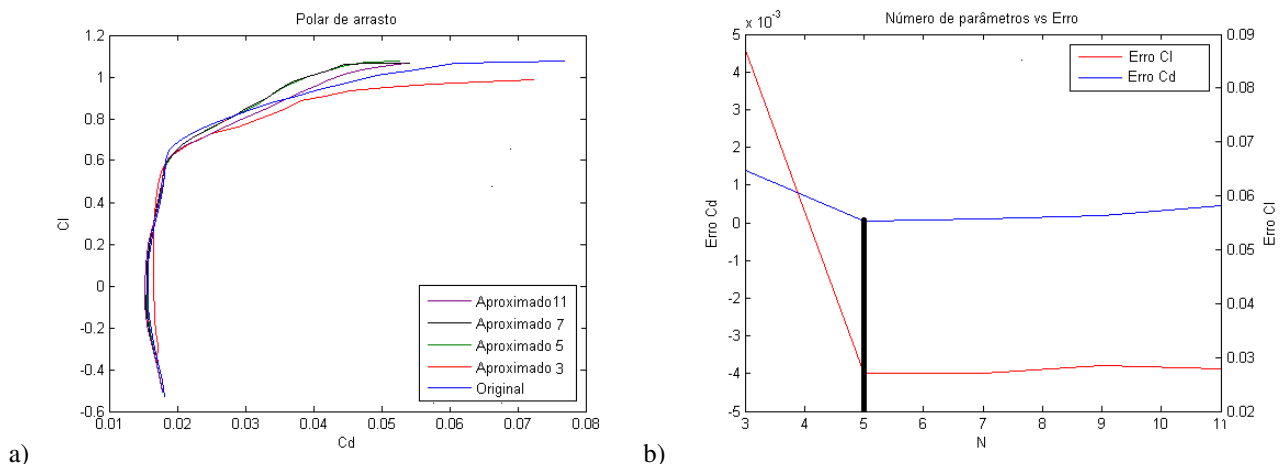


Figura 4: a) Comparação das curvas de polar de arrasto b) Erro de C_l (coeficiente de sustentação) e C_d (coeficiente de arrasto) vs número de parâmetros ($\alpha=5^\circ$ $Re=203.800$)

As curvas de distribuição de pressão para a representação utilizando 5, 7 e 11 parâmetros coincidiram de modo satisfatório apesar de que no começo do extradorso há uma pequena divergência. Isso pode ser explicado pelo erro da derivada já que neste local ocorre o maior gradiente de pressão e os erros são assim propagados. Para a polar de arrasto também foi observada uma pequena divergência para números maiores de C_l devido novamente a questão supracitada, já que no aumento do C_l esses gradientes se intensificam. Foi observado que para cinco parâmetros a metodologia consegue representar acuradamente os coeficientes aerodinâmicos. A tabela 1 mostra os erros associados a representação do aerofólio naca 0012 utilizando diversos valores de parâmetros.

Tabela 1: Valores dos erros absolutos para a representação com diversos números de parâmetros para o aerofólio NACA 0012

Número de parâmetros	Erro de c_l	Erro de c_d	Erro máximo espessura	Erro derivada
3	0.0871	1.40E-03	7.04E-03	2.54E-01
5	0.0270	4.00E-05	3.51E-03	2.37E-01
7	0.0270	9.00E-05	3.52E-03	2.48E-01
9	0.0284	1.80E-04	2.86E-03	2.24E-01
11	0.0279	4.50E-04	2.41E-03	2.12E-01

3.2 Estudo de Caso: Clark Y

O aerofólio Clark Y foi desenvolvido em 1922 e serviu de base para modificações posteriores como o Clark YH, empregado em várias aeronaves soviéticas nos anos 30 e 40, citando-se os caças Yakovlev e Mig-3. Além disso, o mesmo é utilizado em hélices de conjuntos propulsores.

Seguindo a metodologia do caso anterior são apresentados os resultados geométricos e aerodinâmicos:

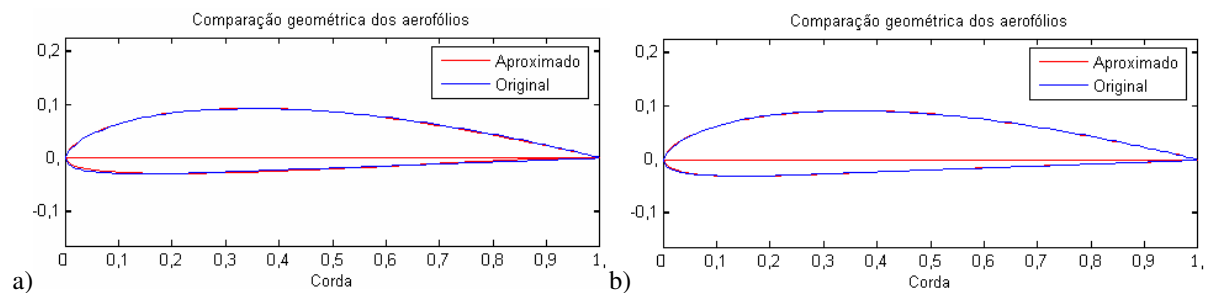


Figura 6: Comparações geométricas para dois números de parâmetros a)3, b)7

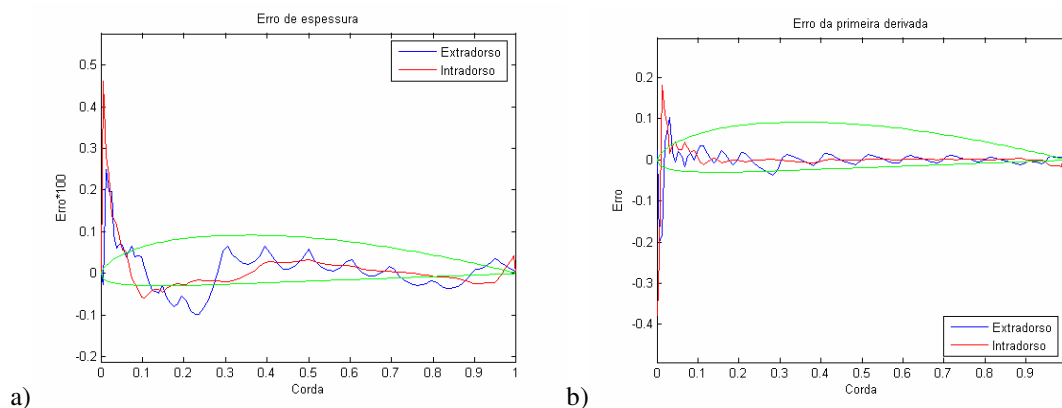


Figura 7: Erros geométricos a) 1ª derivada e b) espessura em porcentagem da corda para 7 parâmetros

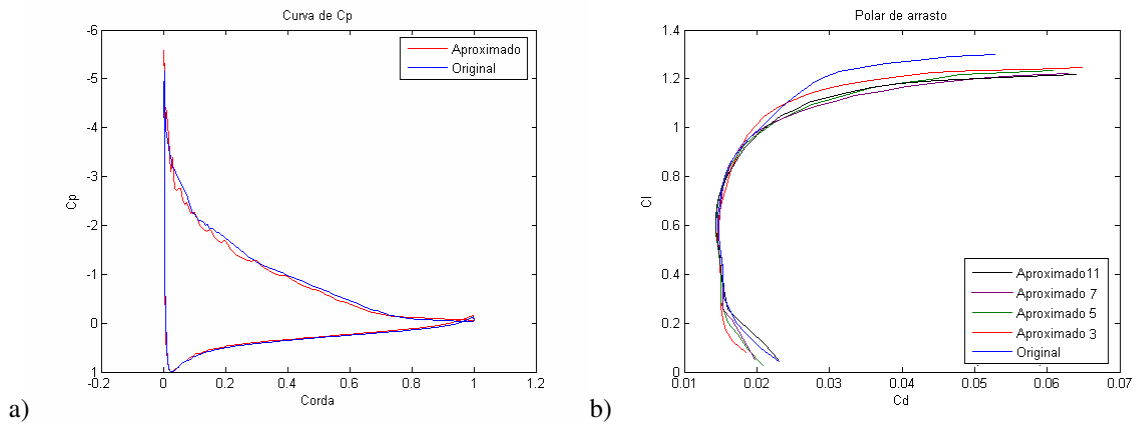


Figura 8: a) Comparação das curvas de C_p para 7 parâmetros ($\alpha=5^\circ$ $Re=203.800$) b) Comparação das curvas de polar de arrasto

Verifica-se que para este aerofólio a metodologia proposta se comporta de maneira satisfatória para 5, 7, 11 parâmetros. O aumento do erro observado na comparação das curvas de C_p pode ser explicado pelo aumento do erro associado à derivada já que este aerofólio possui uma curvatura mais acentuada. Conclui-se que são necessários, como para o primeiro caso, apenas 5 parâmetros para descrever a geometria do aerofólio. Como para o caso do naca 0012 temos na tabela 2 os erros associados a representação do aerofólio Clark Y utilizando diversos valores de parâmetros.

Tabela 2: Valores dos erros absolutos para a representação com diversos números de parâmetros para o aerofólio **Clark Y**

Número de parâmetros	Erro de c_l	Erro de c_d	Erro máximo espessura	Erro derivada
3	5.50E-03	2.10E-04	5.10E-03	8.99E-02
5	1.00E-04	4.00E-05	4.86E-03	1.54E-01
7	5.80E-03	0.00E+00	4.62E-03	1.82E-01
9	9.10E-03	2.90E-04	4.10E-03	1.99E-01
11	7.20E-03	8.00E-05	3.20E-03	2.39E-01

3.3 Estudo de Caso: NASA/LANGLEY NFL (1)-0215f

Desenvolvido pela *Airfoils Incorporated*, uma empresa fundada por Dan M. Somers especializada no projeto, análise e teste de aerofólios. É empregado em várias aeronaves como o *Lancair 360* (*Neico Aviation*). A seguir serão apresentados resultados geométricos e coeficientes aerodinâmicos seguindo a metodologia proposta:

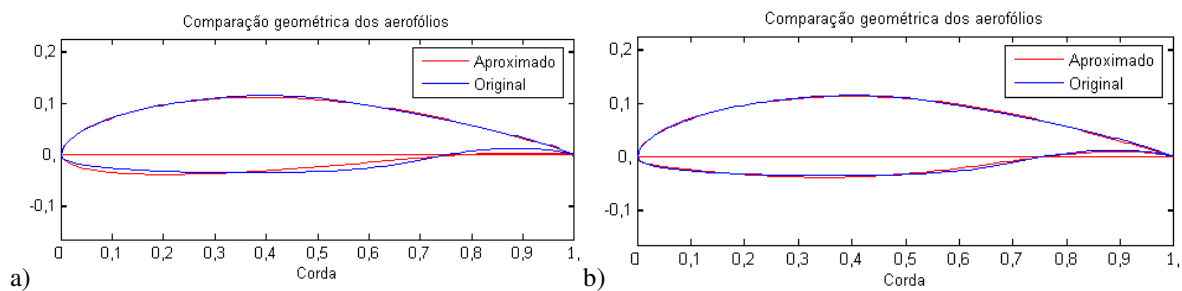


Figura 9: Comparações geométricas para dois números de parâmetros a)3, b)7

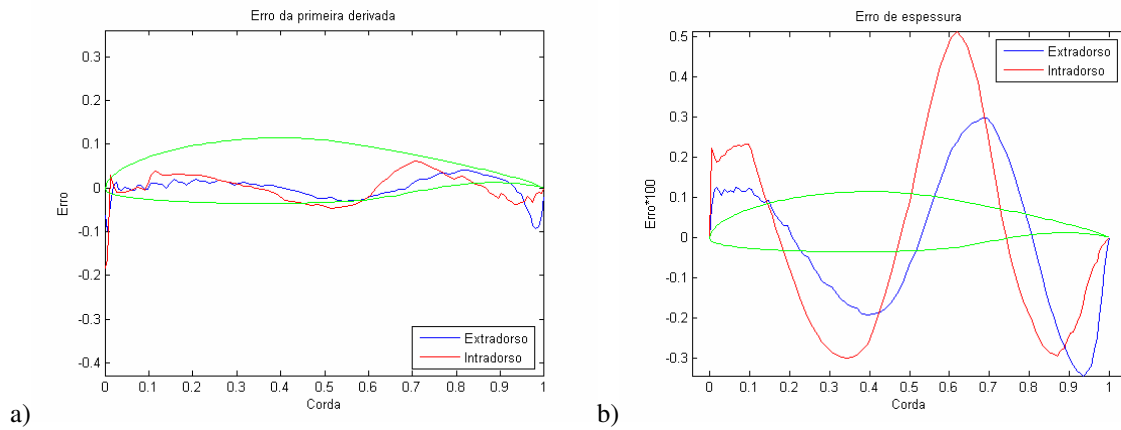


Figura 10: Erros geométricos a) 1ª derivada b) Espessura em porcentagem da corda para 7 parâmetros

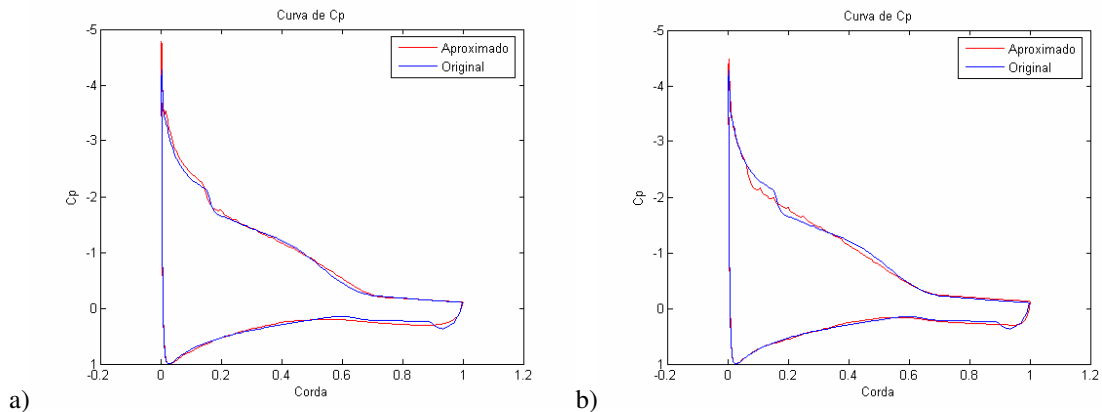


Figura 11: a) Comparação das curvas de C_p para a) 7 parâmetros b) 9 parâmetros ($\alpha=5^\circ$ $Re=203.800$)

O fato da divergência das curvas de C_p com 9 parâmetros ser maior do que com 7 parâmetros pode ser explicada novamente pelo aumento do erro associado a derivada, uma vez que seu erro com 7 parâmetros é menor do que o encontrado com 9 parâmetros. A tabela 3 mostra os erros associados a representação do aerofólio NFL utilizando diversos valores de parâmetros.

Tabela3: Valores dos erros absolutos para a representação com diversos números de parâmetros para o aerofólio **NFL (1)-0215f**

Número de parâmetros	Erro de c_l	Erro de c_d	Erro máximo espessura	Erro derivada
3	1.30E-02	5.60E-03	1.11E-02	3.85E-01
5	9.20E-03	2.60E-03	6.95E-03	1.87E-01
7	4.22E-02	3.60E-03	5.12E-03	6.03E-02
9	4.38E-02	2.40E-03	2.49E-03	1.17E-01
11	3.98E-02	1.40E-03	2.25E-03	1.18E-01

4.CONCLUSÃO

Como o primeiro trabalho realizado utilizando o método de parametrização proposto pode-se dizer que os resultados obtidos foram bons. Visualmente o método consegue representar os aerofólios com um número pequeno de parâmetros. E os resultados para os erros de derivada e dos outros parâmetros aerodinâmicos também são adequados. Para os três casos estudados observou-se a necessidade de no máximo 7 parâmetros para descrevê-los.

Com o trabalho realizado foi possível chegar a algumas conclusões importantes. A divergência associada às curvas de C_p próximas ao bordo de ataque pode ser explicada pelo erro da derivada já que nessas regiões o gradiente se torna mais acentuado propagando dessa maneira o erro.

Verificou-se também que o método depende fortemente do pacote de aerofólios utilizado para gerar as bases descritoras. Esta conclusão não é nenhuma surpresa, já que a informação existente na base de dados é de certa forma transportada às bases derivadas. De maneira que se ressalta aqui a importância de ter um pacote de aerofólios que seja grande e representativo do que vem sendo feito até hoje em otimização de aerofólios, de forma a levar esta informação de como construir um aerofólio eficiente para o método de parametrização.

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. Outros problemas de padronização como bordo de fuga e ataque fora da corda unitária e aerofólios com corda não adimensionalizadas foram encontradas, além de aerofólios com número de pontos muito pequeno que geravam interpolações muito ruins.

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. Porém, acredita-se que ainda seja possível fazer uma melhora considerável trabalhando com um pacote melhor. Outra solução seria o uso de filtros que removam os erros existentes em alguns aerofólios do pacote, evitando assim que este erro se propague.

3. AGRADECIMENTOS

Os autores gostariam de agradecer ao suporte financeiro dado pela Eletronorte, pelo CPNq e pela Capes.

4. REFERÊNCIAS

- 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
- 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.
- Kulfan, Brenda M. and Bussolletti, John E., 2006, "'Fundamental' Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes", AIAA 2006-6948-972
- 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.
- 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 PARAMETRIZATION FOR OPTIMIZATION BASED ON RMRB METHOD

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

Rafael Pereira

mp.rafael@gmail.com

Antonio C. P. Brasil Junior

barsiljr@unb.com.br

Abstract: *This paper presents a study of airfoil shape parameterization method for optimization based on RMRB method. The objective of this paper is to study the effect of numbers of parameters in RMRB method for a validation on 2D and 3D geometry optimization. This works intend to demonstrate the efficacy of RMRB method in terms of flexibility and accuracy to approximate satisfactorily an airfoil.*

Keywords: *parameterization, airfoil, optimization*