

OTIMIZAÇÃO DO AEROFÓLIO NACA PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO COM APLICAÇÃO AGRÍCOLA

Carolina A. S. Matsuo e Kamal A. R. Ismail

*Departamento de térmica e fluido , Universidade Estadual de Campinas, Rua Mendeleiev, 200 –
Cidade Universitária Zeferino Vaz - Barão Geraldo – Campinas - Brasil, akemi@fem.unicamp.br,
kamal@fem.unicamp.br*

Palavra Chave: Otimização de aerófolio, Método Parsec, Veículo Aéreo Não Tripulado.

Resumo. Este artigo trata do projeto de um aerófolio para um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) com aplicação agrícola que tem como função pulverizar defensivos agrícolas. Uma das principais partes do projeto conceitual do VANT agrícola é a asa e mais especificamente o projeto do aerófolio, o qual deve satisfazer certas operações e condições aerodinâmicas. O trabalho apresenta a otimização do aerófolio NACA 4415 usando método direto que envolve a especificação da geometria, seção e desempenho exigido, a fim de melhorar a razão de planeio (C_L/C_D) na pulverização e maior coeficiente de sustentação na região de estol. A geração e especificação da geometria são implementadas através do esquema de parametrização geométrica para reduzir o número de parâmetros de controle sem prejudicar a flexibilidade necessária para a varredura do espaço de projeto definido como viável. O método Parsec foi usado com o intuito de facilitar a manipulação e modificação com certa precisão. Algumas ferramentas adicionais são usadas, tais como, Matlab para construir rotinas computacionais e o X-FOIL para fazer a análise aerodinâmica. Os resultados são apresentados e discutidos.

1 INTRODUÇÃO

Técnicas de otimização no projeto aerodinâmico vem crescendo ao longo dos anos, devido à disponibilidade de ferramentas computacionais que permitem especificar metas de desempenho aerodinâmico cada vez mais exigente conforme o número de restrições que são consideradas.

Devido à maior facilidade na imposição de restrições geométricas, menor dependência do conhecimento prévio sobre as distribuições de pressão ou de velocidades, a metodologia de projeto direto vem sendo preferida em relação ao método inverso (Sobieczky, 1998).

O método inverso requer experiência de especificar alguma quantidade aerodinâmica que satisfaça o projeto solicitado, pois o método tende obter a distribuição prescrita da velocidade ou da pressão ao longo da superfície ou em todo o fluxo.

O método direto envolve a especificação da geometria da seção e do desempenho. A geometria é modificada de acordo com os parâmetros que a controlam. A geração e modificação da geometria são executadas através de um esquema de parametrização geométrica com o intuito de reduzir o número de parâmetros que controlam a geometria (a serem manipuladas), sem prejudicar a flexibilidade necessária para a varredura do espaço de projeto definido como viável.

Com o intuito de reduzir o número de variáveis utilizadas para se definir a forma aerodinâmica do aerofólio, utilizam-se esquemas de parametrização geométrica para facilitar a manipulação e a modificação da mesma com flexibilidade e precisão.

Há vários tipos de métodos de parametrização geométrica, metodologia NACA, curvas Bézier, Parsec, dentre outras.

Comparando os métodos Parsec e NACA, este último possui reduzidos números de parâmetros geométricos que poderão desfavorecer a obtenção de geometrias mais complexas de aerofólios, reduzindo o espaço de projeto e pouca flexibilidade geométrica.

Dessa forma, neste trabalho será otimizado um aerofólio NACA de 4 dígitos (NACA 4415) utilizando o método Parsec de parametrização.

Serão utilizados como ferramentas o Matlab para a construção de rotinas e tratamento matemático dos dados e o X-Foil para análise computacional fluido dinâmica.

O trabalho tem como objetivo otimizar o perfil aerodinâmico que é utilizado em aeronaves agrícolas e que se adeque de maneira satisfatória a missão do Vant agrícola.

2 AEROFÓLIOS E SUAS APLICAÇÕES

O tipo de missão que uma aeronave irá ter influência na escolha do aerofólio, no desenho e a forma da asa do avião.

Os aerofólios são classificados em: aerofólios de alta sustentação, aerofólios laminares e aerofólios com grande autonomia. Essa classificação vem do comportamento aerodinâmico de cada aerofólio devido a influencia dos seus parâmetros geométricos.

- **Aerofólios de Alta Sustentação:** são aplicados a baixos números de Reynolds ($Re < 10^6$), grandes forças de sustentação para ângulos de ataque com baixa incidência. Geralmente são aplicados em aeronaves de competição, aeronaves em pequena escala, radio controladas. A característica de alta sustentação apresenta momento e arrasto maiores. O Selig e Eppler são exemplos de aerofólios com alta sustentação, ilustrado na Figura 1.

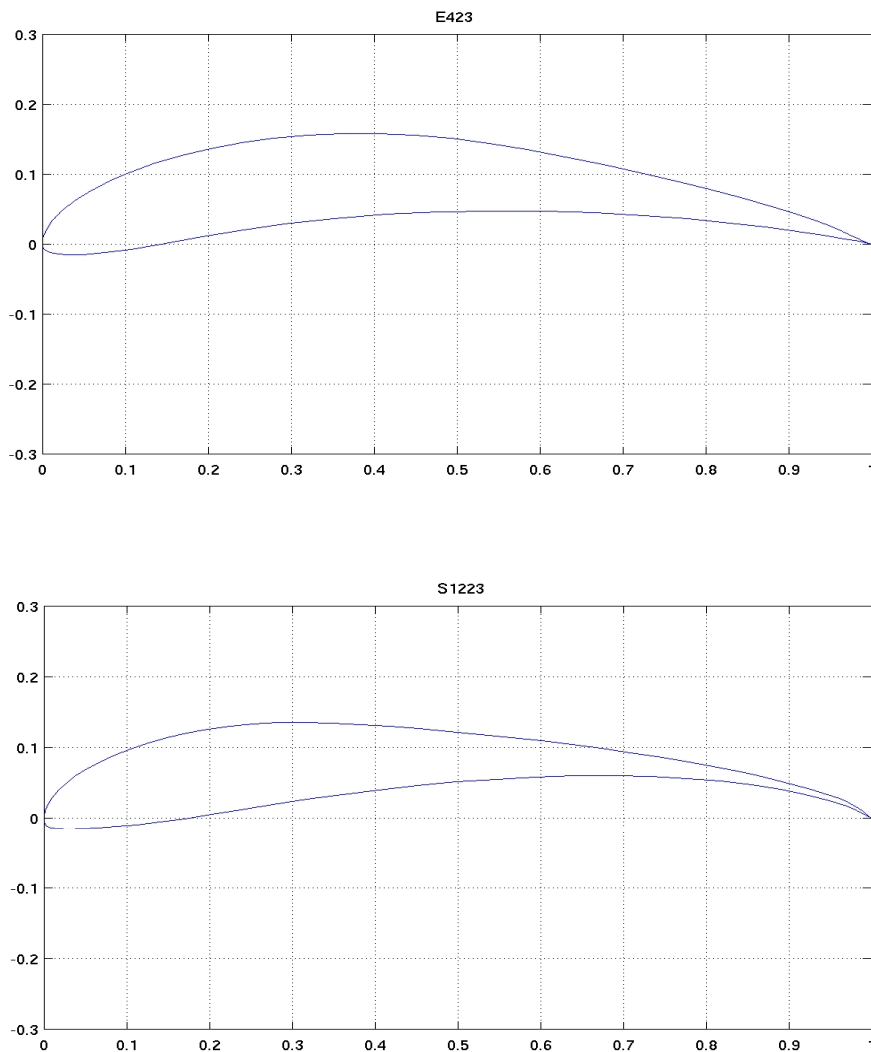


Figura 1: Aerofólio Selig 1223 e Eppler 423

- Aerofólios Laminares: são geralmente conhecidos da serie NACA de 6 dígitos. Esse tipo de aerofólio possui características geométricas que deixam a camada limite laminar ao longo de grande extensão da superfície do aerofólio (Abbott e Doenhoff ,1959). Os aerofólios laminares exibem comportamento aerodinâmico semelhante ao dos aerofólios da Série NACA 4 dígitos quando não se encontram dentro da faixa de baixo arrasto. Exemplos desse tipo de aerofólio são mostrados na Figura 2.

- Aerofólios de grande autonomia: são aerofólios subsônicos com características geométricas próximas a dos aerofólios laminares (http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html#E). Apresentam comportamento aerodinâmico parecido ao dos aerofólios laminares, quando testados a baixas velocidades, gerando uma sustentação e arrasto ligeiramente maiores. Esses aerofólios são menos suscetíveis a instabilidades no escoamento incidente, ou a pequenas rugosidades na região do bordo de ataque, causadas por imperfeições na fabricação ou incrustações. Esses aerofólios são aplicados em aeronaves que exigem grande autonomia, como os veículos aéreos não tripulados. A Figura 3 mostra alguns tipos dessa classe de aerofólio.

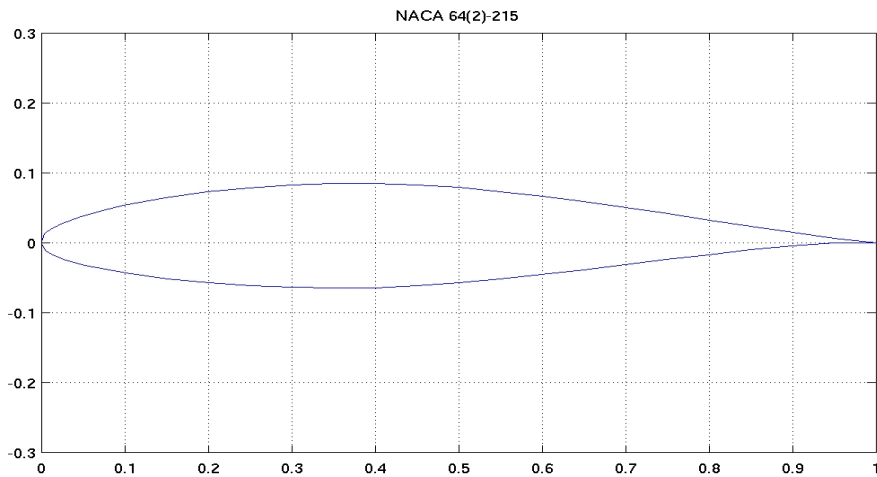


Figura 2: Aerofólio NACA 64(2)-215

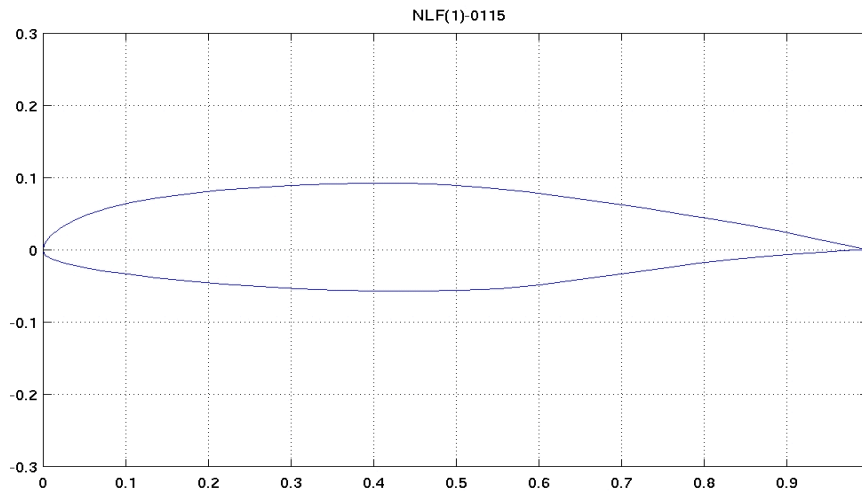


Figura 3: Aerofólio NASA NFL(1)-0115

2.1 O VANT agrícola

A aeronave não tripulada agrícola possui pequenas dimensões, quando comparada as aeronaves agrícolas tripuladas, tendo como missão transportar uma grande quantidade de carga (defensivos) na decolagem e fazer a pulverização em velocidades próximas aquelas das tripuladas.

Para isso, foi feito uma pesquisa dos tipos de aerofólios utilizados em aeronaves agrícolas tripuladas, como mostrado na Tabela 1.

Utilizou o software X-FOIL para gerar os coeficientes aerodinâmicos dos perfis NACA 2415, NACA 4415 e NASA GA(W)-1, adotando um número de Reynolds de $3,0 \cdot 10^6$ que pode ser encontrado nas condições do voo agrícola. Os resultados estão apresentados nas Figuras 4, 5 e 6. O aerofólio NACA 4415 apresenta uma razão de planeio maior, coeficiente de sustentação maior na faixa de ângulos de voo de cruzeiro (ou pulverização) e comparado ao NACA 2415, possuem condições de estol e curva polar bastante parecidas, porém, o NACA 2415 possui a razão sustentação/arrasto baixa, da mesma maneira que o aerofólio NASA GA.

Aeronaves	Aerofólio		
	corda da raiz	corda da ponta	Tipo Stall
Air Tractor AT-401	NACA 4415	NACA 4415	suave
Air Tractor AT-402	NACA 4415	NACA 4415	suave
Air Tractor AT-502	NACA 4415	NACA 4415	suave
Air Tractor AT-802	NACA 4415	NACA 4415	suave
Air Tractor AT-603	NACA 4415	NACA 4415	suave
Weatherly 201C	NACA 4215	NACA 4215	suave
Agrolot PZL-126P Mrowka	NASA GA(W)-1	NASA GA(W)-1	
PZL 106 B KRUK	NACA 2415	NACA 2415	suave
PZL Mielec M-18A Dromader	NACA 4415	NACA 4412	suave
EMBRAER 202 Ipanema	NACA 23015	NACA 23015	abrupto
PIPER Pawnee Brave	NACA 63-3-618	NACA 63-3-618	muito suave
PIPER Pawnee	USA 35B	USA 35B	suave

Tabela 1: Aerofólios utilizados em aeronaves agrícolas
http://www.public.iastate.edu/~akmitra/aero361/design_web/airfoil_usage.htm

Assim, o aerofólio NACA 4415 foi escolhido para a otimização.

Será considerado que o perfil novo possua coeficiente de sustentação superior ao do perfil original, dessa forma permitindo a aeronave possa carregar mais pesos em velocidades um pouco mais baixas que as aeronaves agrícolas tripuladas; possuir uma condição de estol suave, razão de planeio igual ou superior para que a aeronave possa ter bom alcance e autonomia. E obter um arrasto mínimo para essas condições contribuindo para o aumento da eficiência durante a pulverização aérea.

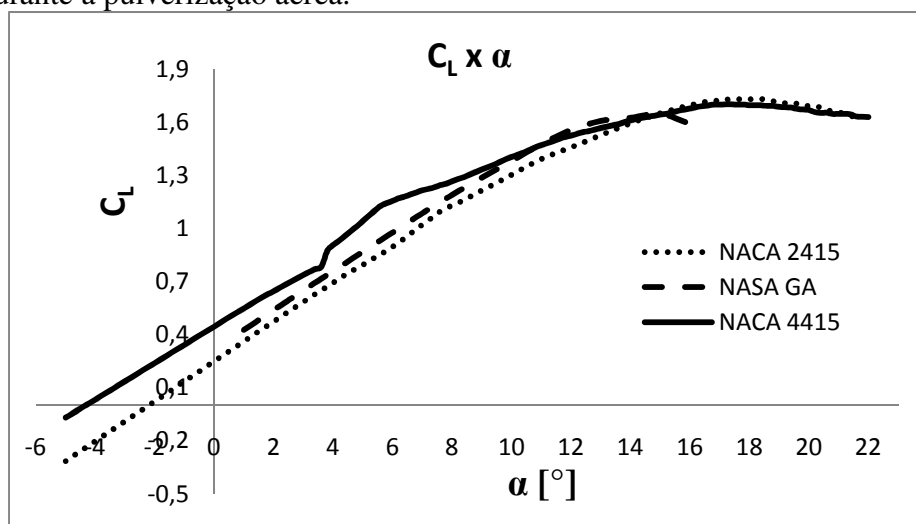


Figura 4: Curva do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque

3 METODOLOGIA

3.1 Metodologia NACA 4 dígitos

A parametrização geométrica mais conhecida são as desenvolvidas pela NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). A parametrização NACA 4 dígitos foi a primeira a fornecer uma representação sistemática de aerofólios, separando os efeitos da distribuição de

arqueamento e de espessura (Abbott e Doenhoff ,1959).

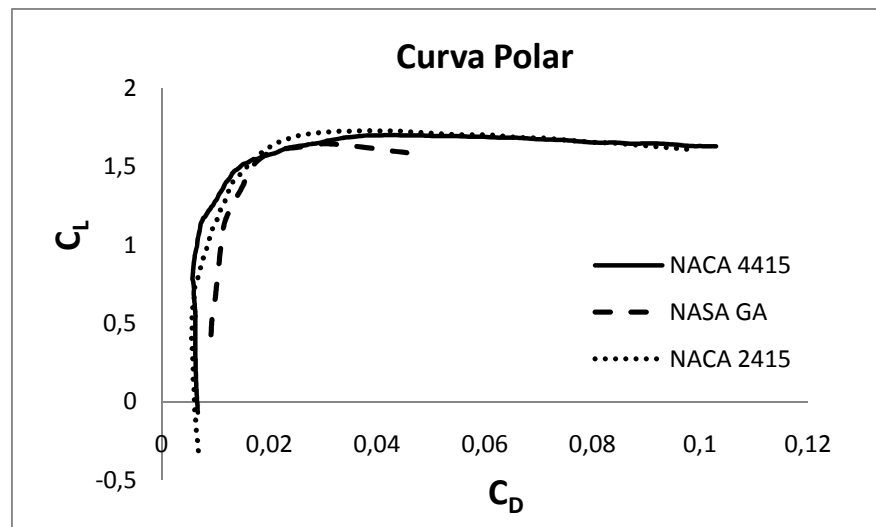


Figura 5: Curva polar de arrasto

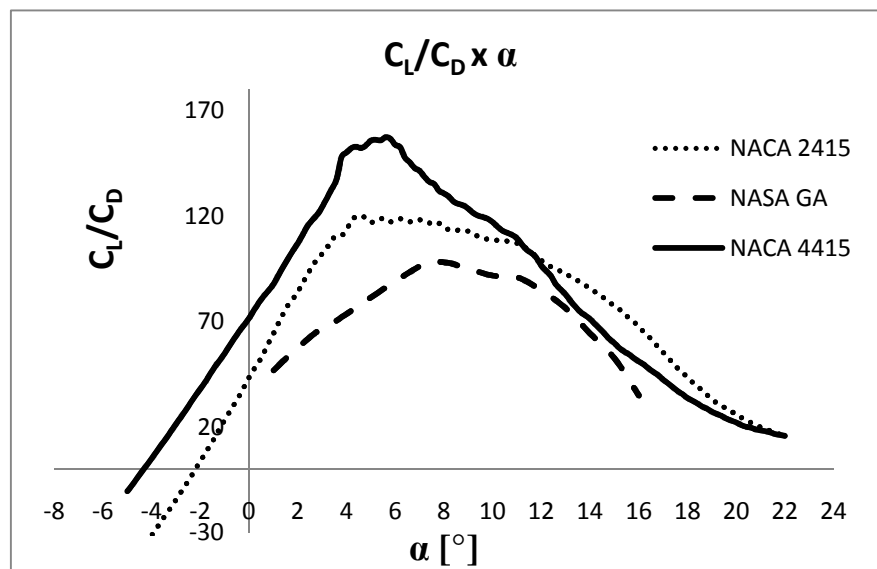


Figura 6: Curva da razão sustentação/arrasto pelo ângulo de ataque

Os parâmetros que controlam a geometria dos aerofólios nesta parametrização são:

- Espessura máxima (t/c);
- Arqueamento máximo (h/c);
- Posição do arqueamento máximo $(h/c)_{pos}$.

Essa parametrização pode restringir a obtenção de geometrias mais complexas de aerofólios.

3.2 Método Parsec

Originalmente desenvolvido por Sobieczky (1998), Parsec é um esquema de parametrização focado em representar aerofólios subsônicos e transônicos, com a finalidade de expressar a forma do aerofólio como uma combinação linear desconhecida de adequada

função base e selecionando 12 importantes características geométricas do aerofólio como as variáveis de controle, de tal forma que o aerofólio possa ser determinado a partir dessas variáveis de controle através da resolução de um sistema linear.

O método consiste em expressar o perfil utilizando duas séries descritas pelas equações 1 e 2.

$$y_U = \sum_{n=1}^6 a_{U_n} x^{(n-\frac{1}{2})} \quad (1)$$

$$y_L = \sum_{n=1}^6 a_{L_n} x^{(n-\frac{1}{2})} \quad (2)$$

Cada série possui seis constantes a_n que descreve o intradorso (sub-índice L) e o extradorso (sub-índice U). Assim é possível descrever um perfil qualquer com o ajuste das doze constantes (a_{U_n} e a_{L_n}).

O esquema criado por Sobieczky (1998) utiliza polinômios na geração das ordenadas do contorno do aerofólio, sendo necessários 11 parâmetros para definir a geometria, que são:

- Raio do bordo de ataque, r_{LE}
- Posição do ponto máximo no extradorso, (x_{up}, y_{up}) ;
- Curvatura no ponto de máximo no extradorso, y_{xxup} ;
- Posição do ponto mínimo no intradorso, (x_{lo}, y_{lo}) ;
- Curvatura no ponto de mínimo no intradorso, y_{xxlo} ;
- Direção do bordo de fuga, α_{TE} ;
- Ângulo do bordo de fuga, θ_{TE} ;
- Ordenada do bordo de fuga, y_{TE} ;
- Espessura do bordo de fuga, Δy_{TE} .

A Figura 7 ilustra estes parâmetros na geometria do aerofólio.

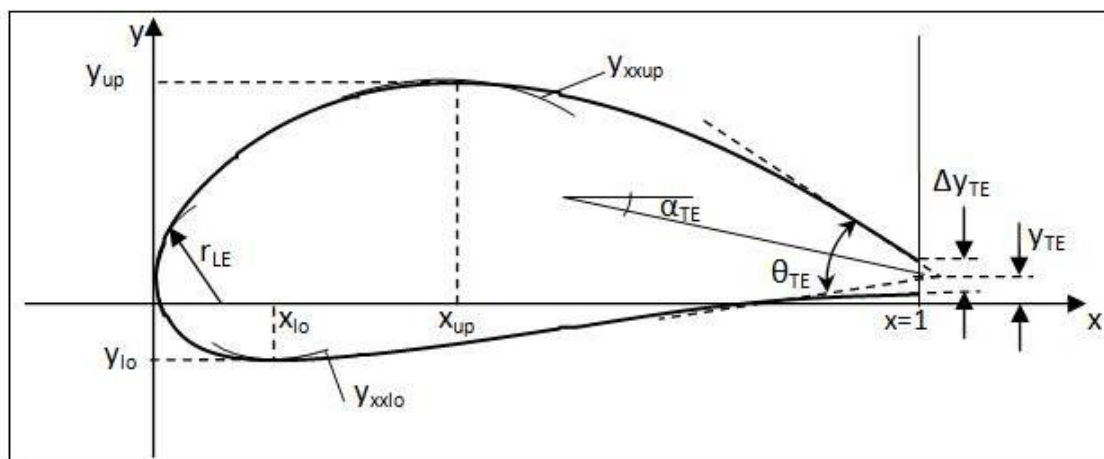


Figura 7: Representação da parametrização Parsec. Figura adaptada de Sobieczky (1998).

As vantagens do método Parsec são: Nenhuma forma de linha de base é necessária, grande variedade de aerofólios pode ser gerado, típicas restrições geométricas quanto a forma do aerofólio (por exemplo, espessura) pode ser expressa ou aproximada por restrições lineares ou limite de contorno. Além disso, o impacto de parâmetros de projeto individual Parsec sobre as propriedades aerodinâmicas do aerofólio podem ser previstos com maior facilidade.

A obtenção dos parâmetros geométricos a partir dos coeficientes a_n foi realizada com as correlações expressas nas equações 3 até 15. A operação de obtenção dos coeficientes a_n a partir dos parâmetros geométricos foi feita através das operações inversas.

Os parâmetros geométricos foram variados livremente, com exceção da espessura do bordo de fuga (Δy_{TE}). Este valor foi mantido fixo por ser entendido como uma limitação construtiva da asa.

$$r_{LEU} = -\frac{1}{4} \frac{a_{U1}}{p^{3/2}} + \frac{3}{4} \frac{a_{L2}}{p^{1/2}} + \frac{15}{4} \frac{a_{U3}}{p^{1/2}} + \frac{35}{4} \frac{a_{U4}}{p^{3/2}} + \frac{63}{4} \frac{a_{U5}}{p^{5/2}} + \frac{99}{4} \frac{a_{U6}}{p^{7/2}} \quad (3)$$

$$r_{LEL} = -\frac{1}{4} \frac{a_{L1}}{p^{3/2}} + \frac{3}{4} \frac{a_{L2}}{p^{1/2}} + \frac{15}{4} \frac{a_{L3}}{p^{1/2}} + \frac{35}{4} \frac{a_{L4}}{p^{3/2}} + \frac{63}{4} \frac{a_{L5}}{p^{5/2}} + \frac{99}{4} \frac{a_{L6}}{p^{7/2}} \quad (4)$$

$$r_{LE} = \frac{r_{LEU} + r_{LEL}}{2} \quad (5)$$

$$\frac{11}{2} a_{U6} X_{up}^6 + \frac{9}{2} a_{U5} X_{up}^5 + \frac{7}{2} a_{U4} X_{up}^4 + \frac{5}{2} a_{U3} X_{up}^3 + \frac{3}{2} a_{U2} X_{up}^2 + \frac{1}{2} a_{U1} X_{up} = 0 \quad (6)$$

$$Y_{up} = a_{U1} X_{up}^{1/2} + a_{U2} X_{up}^{3/2} + a_{U3} X_{up}^{5/2} + a_{U4} X_{up}^{7/2} + a_{U5} X_{up}^{9/2} + a_{U6} X_{up}^{11/2} \quad (7)$$

$$\frac{11}{2} a_{L6} X_{lo}^6 + \frac{9}{2} a_{L5} X_{lo}^5 + \frac{7}{2} a_{L4} X_{lo}^4 + \frac{5}{2} a_{L3} X_{lo}^3 + \frac{3}{2} a_{L2} X_{lo}^2 + \frac{1}{2} a_{L1} X_{lo} = 0 \quad (8)$$

$$Y_{lo} = a_{L1} X_{lo}^{1/2} + a_{L2} X_{lo}^{3/2} + a_{L3} X_{lo}^{5/2} + a_{L4} X_{lo}^{7/2} + a_{L5} X_{lo}^{9/2} + a_{L6} X_{lo}^{11/2} \quad (9)$$

$$Y_{XXup} = -\frac{1}{4} \frac{a_{U1}}{X_{up}^{3/2}} + \frac{3}{4} \frac{a_{U2}}{X_{up}^{1/2}} + \frac{15}{4} \frac{a_{U3}}{X_{up}^{1/2}} + \frac{35}{4} \frac{a_{U4}}{X_{up}^{3/2}} + \frac{63}{4} \frac{a_{U5}}{X_{up}^{5/2}} + \frac{99}{4} \frac{a_{U6}}{X_{up}^{7/2}} \quad (10)$$

$$Y_{XXlo} = -\frac{1}{4} \frac{a_{L1}}{X_{lo}^{3/2}} + \frac{3}{4} \frac{a_{L2}}{X_{lo}^{1/2}} + \frac{15}{4} \frac{a_{L3}}{X_{lo}^{1/2}} + \frac{35}{4} \frac{a_{L4}}{X_{lo}^{3/2}} + \frac{63}{4} \frac{a_{L5}}{X_{lo}^{5/2}} + \frac{99}{4} \frac{a_{L6}}{X_{lo}^{7/2}} \quad (11)$$

$$Y_{TE} = a_{U1} + a_{U2} + a_{U3} + a_{U4} + a_{U5} + a_{U6} \quad (12)$$

$$\Delta Y_{TE} = 0.006 \quad (13)$$

$$\alpha_{TE} = \frac{1}{2} a_{L1} + \frac{3}{2} a_{L2} + \frac{5}{2} a_{L3} + \frac{7}{2} a_{L4} + \frac{9}{2} a_{L5} + \frac{11}{2} a_{L6} - \frac{1}{2} a_{U1} - \frac{3}{2} a_{U2} - \frac{5}{2} a_{U3} - \frac{7}{2} a_{U4} - \frac{9}{2} a_{U5} - \frac{11}{2} a_{U6} \quad (14)$$

$$\beta_{TE} = \frac{\frac{1}{2} a_{L1} + \frac{3}{2} a_{L2} + \frac{5}{2} a_{L3} + \frac{7}{2} a_{L4} + \frac{9}{2} a_{L5} + \frac{11}{2} a_{L6} + \frac{1}{2} a_{U1} + \frac{3}{2} a_{U2} + \frac{5}{2} a_{U3} + \frac{7}{2} a_{U4} + \frac{9}{2} a_{U5} + \frac{11}{2} a_{U6}}{2} \quad (15)$$

4 X-FOIL

O X-Foil, desenvolvido por Drela (1986), foi utilizado como ferramenta a ser empregada para realizar sucessivas iterações de cálculo das características aerodinâmicas dos aerofólios. O software emprega uma abordagem de interação viscosa ou não-viscosa implícita, utiliza um método de painéis com distribuições lineares de vórtices para parte não-viscosa, e um método integral de camada limite com duas equações para representar as camadas viscosas.

5 OTIMIZAÇÃO COMPUTACIONAL

Descrição das funções que compõem o algoritmo computacional:

- **gerainstruc()**: Função para geração do arquivo instruc.dat que contém o conjunto de instruções para a execução do programa X-Foil.
- **coefin()**: Função que gera dois vetores, cada um com os seis coeficientes a_n

correspondentes ao intradorso e ao extradorso do perfil original.

- **para2ai(para)**: Função que recebe os onze parâmetros geométricos de um dado perfil e calcula os doze coeficientes a_n correspondentes.
- **geraxypts(aU,aL)**: Função que recebe coeficientes a_n e gera o arquivo *xypts.dat*. Este arquivo é usado como entrada para o X-Foil e possui uma série de pontos (coordenadas x e y) que discretizam o perfil aerodinâmico.
- **cf(para,flagcount)**: Função que chama o X-Foil utilizando os comandos gerados pela função *gerainstruc()* armazenados no arquivo *instruc.dat* e os pontos gerados pela função *geraxypts()* armazenados no arquivo *xypts.dat*.
- **lesaida()**: Função que lê o arquivo de saída do X-Foil, calcula o parâmetro de otimização e verifica as restrições.
- **plotahist(hist)**: Função que plota os gráficos de convergência dos parâmetros geométricos e do parâmetro de otimização. Plota ainda o perfil original e o perfil utilizado na iteração.
- **ai2para()**: Função que recebe os doze coeficientes a_n e retorna os onze parâmetros geométricos correspondentes.

Primeiramente são descritos o intradorso e o extradorso do perfil em seus pontos (x_i, y_i) , separando os respectivos conjuntos de pontos. A partir daí, utilizamos uma função de interpolação para encontrarmos os coeficientes da equação Parsec das curvas do intradorso e do extradorso e adicionamos seus valores na função *coefin()*.

Com a equação Parsec definida, o próximo passo do programa é calcular os parâmetros geométricos do perfil, através das equações de 3 a 15, utilizando o algoritmo *ai2para()*. Estes parâmetros são parâmetros de entrada para a função *cf()*, que chama o X-FOIL utilizando os comandos gerados pela função *gerainstruc()* armazenados no arquivo *instruc.dat* e os pontos gerados pela função *geraxypts()* armazenados no arquivo *xypts.dat*.

A função CFD tem como resposta o valor da razão C_D/C_L mínima. A descrição do perfil em pontos é parâmetro de entrada para o programa X-FOIL, que calcula todos os coeficientes aerodinâmicos, retornando seus valores em um arquivo *saida.dat*. O programa faz isso iterativamente para vários parâmetros geométricos, ou seja, vários perfis, respeitando restrições impostas na função *lesaida()*. Isso cria um conjunto de perfis candidatos a ser o perfil otimizado.

Matematicamente, temos uma função $f: \mathbb{R}^{11} \rightarrow \mathbb{R}$, onde \mathbb{R}^{11} é o espaço de vetores reais, cujos valores correspondem aos parâmetros geométricos de um perfil \bar{X}_i , onde:

$$\bar{X}_i = (rLE_U, rLE_L, X_{UP}, X_{LO}, Y_{UP}, Y_{LO}, Y_{XX_{UP}}, Y_{XX_{LO}}, Y_{TE}, \beta_{TE}, \alpha_{TE})_i$$

O espaço possui infinitos valores de \bar{X} , os quais nem todos representam perfis, e nem todos são perfis candidatos a perfis ótimos. Sendo assim, delimita-se uma região do espaço (perfis com $C_L > 1,8$ neste caso) e dentre estes, busquemos o mínimo da função $f(\bar{X})$, que é o valor da razão C_D/C_L . Uma interpretação gráfica desta descrição pode ser vista na Figura 8.

De posse do menor valor de C_D/C_L e do seu respectivo vetor \bar{X} , obtemos os valores dos coeficientes da equação Parsec pela função *ai2para()*, e através desta, obtemos o conjunto de pontos (x_i, y_i) que descreve, finalmente, o perfil otimizado. Chama-se a função *plotahist(hist)* para plotar os gráficos de convergência dos parâmetros geométricos e do parâmetro de otimização.

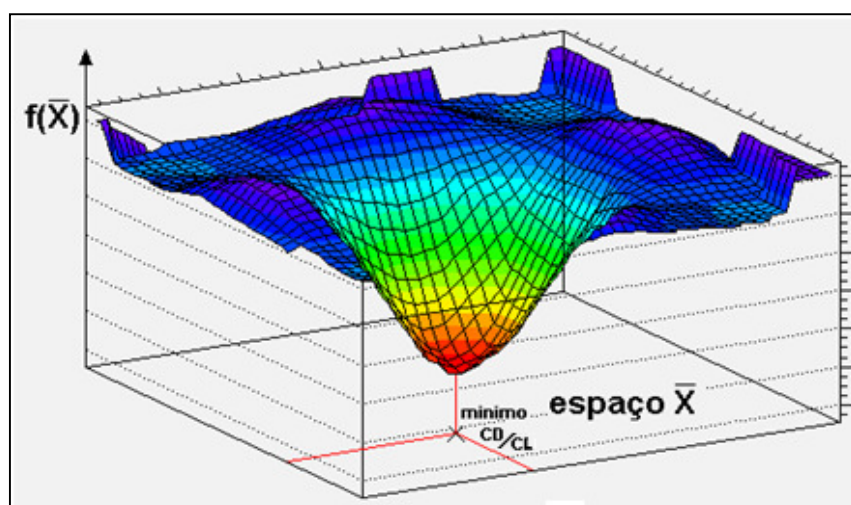


Figura 8: Interpretação gráfica do espaço \bar{X} de perfis de aerofólios.

Para cada iteração do Matlab, foram realizadas ajustes na faixa do bnd (dentro da função *main.m*) e nas condições de restrição do C_L máximo e C_D mínimo (dentro da função *lesaida.m*), fazendo comparação com os dados aerodinâmicos do perfil original. A cada resultado obtido eram analisados graficamente os coeficientes de sustentação e arrasto para cada ângulo de ataque e foram separados os aerofólios que obtiveram melhores desempenhos.

6 RESULTADOS E DISCUSSÃO

A operação de pulverização aérea acontece próxima do solo, em velocidades altas e em baixos ângulos de ataque. Dessa forma, foi proposto uma otimização no perfil NACA 4415 para que o desempenho durante o vôo de pulverização aérea fosse melhorado, neste caso, a razão de planeio (C_L/C_D) para baixos ângulos de ataque. Além disso, a aeronave agrícola possui carga paga elevada necessitando de um alto coeficiente de sustentação próximo do estol, durante a decolagem.

A curva de razão de planeio pelo ângulo de ataque (Figura 12) do perfil otimizado apresentou a vantagem de ter valores de (C_L/C_D) maiores para ângulos de vôo de pulverização, obtendo um ganho aerodinâmico de 12% desta relação para 3 graus de ângulo de ataque. A contribuição desta razão juntamente com o arrasto, o qual manteve-se bem próximo do original (aumento em torno de 0,4% do mesmo para a faixa de operação de pulverização), pode gerar uma economia em gasto de combustível e, conseqüentemente, aumento da autonomia que é um fator importante para um VANT.

O resultado obtido na otimização encontra-se na tabela 2 e para melhor compreensão dos resultados, a tabela 3 apresenta os parâmetros geométricos do perfil original e a figura 9 os perfis original e otimizado.

Tabela 2: Coeficientes e parâmetros geométricos do perfil otimizado

a_{U1}	0.2159000	a_{L1}	-0.2185000	r_{LEU}	-53955.743652	Y_{TE}	0.001400
a_{U2}	0.2576000	a_{L2}	0.9020000	r_{LEL}	54692.566367	ΔY_{TE}	0.006
a_{U3}	-1.6980000	a_{L3}	-2.2310000	Y_{up}	0.143274	α_{TE}	-0.117375
a_{U4}	2.6330000	a_{L4}	3.3590000	Y_{lo}	-0.047782	β_{TE}	0.361650
a_{U5}	-1.9760000	a_{L5}	-2.6100000	Y_{XXup}	-0.820671	X_{up}	0.352644
a_{U6}	0.5689000	a_{L6}	0.7974000	Y_{XXlo}	0.924247	X_{lo}	0.143274

Tabela 3: Coeficientes e parâmetros geométricos do perfil original

a_{U1}	0.2159100	a_{L1}	-0.2183460	r_{LEU}	-53953.1865333	Y_{TE}	0.00061953
a_{U2}	0.3253374	a_{L2}	0.9138285	r_{LEL}	54654.9610989	ΔY_{TE}	0.006
a_{U3}	-1.813034	a_{L3}	-2.3746563	Y_{up}	0.11818996	α_{TE}	-0.1184053
a_{U4}	2.8657998	a_{L4}	3.95953153	Y_{lo}	-0.04765614	β_{TE}	0.36378249
a_{U5}	-2.369691	a_{L5}	-3.4517562	Y_{XXup}	-0.82087801	X_{up}	0.38148744
a_{U6}	0.7762982	a_{L6}	1.16601813	Y_{XXlo}	0.93319050	X_{lo}	0.14340174

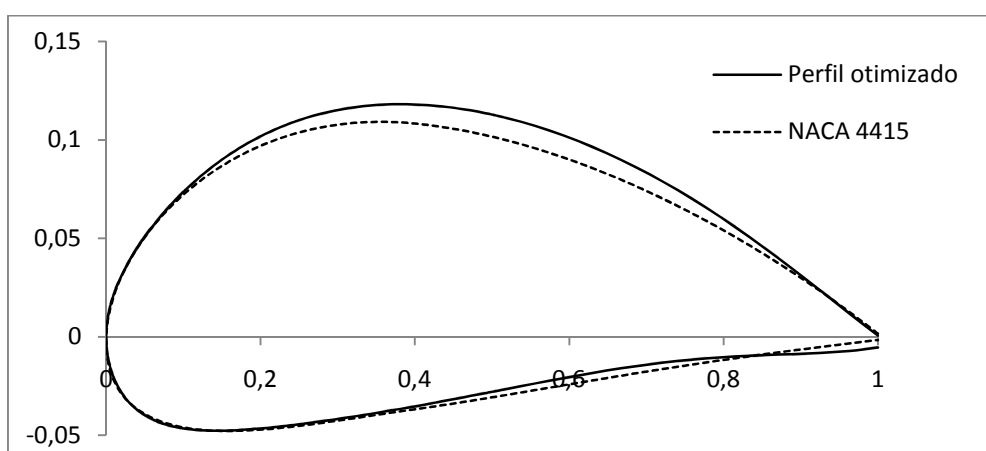


Figura 9: Perfil Original e Otimizado

As figura de 10 a 14 comparam as curvas do perfil original com a do perfil otimizado nomeado N1PVA.

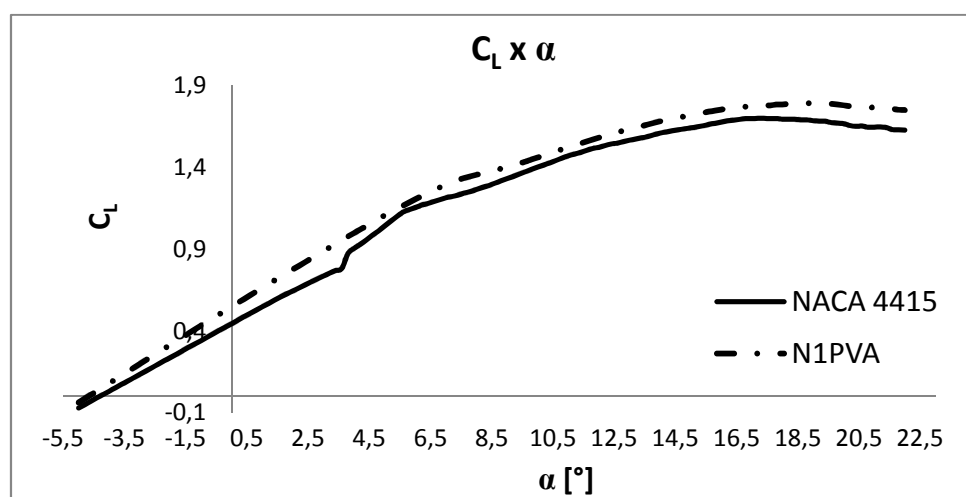


Figura 10: Curva do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque para $Re = 3,0 \cdot 10^6$

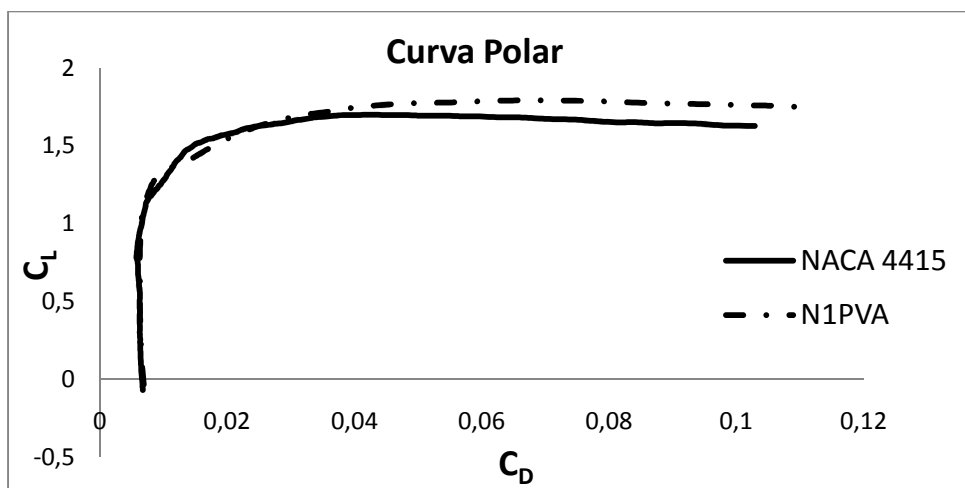


Figura 11: Curva polar de arrasto para $Re= 3,0 \cdot 10^6$

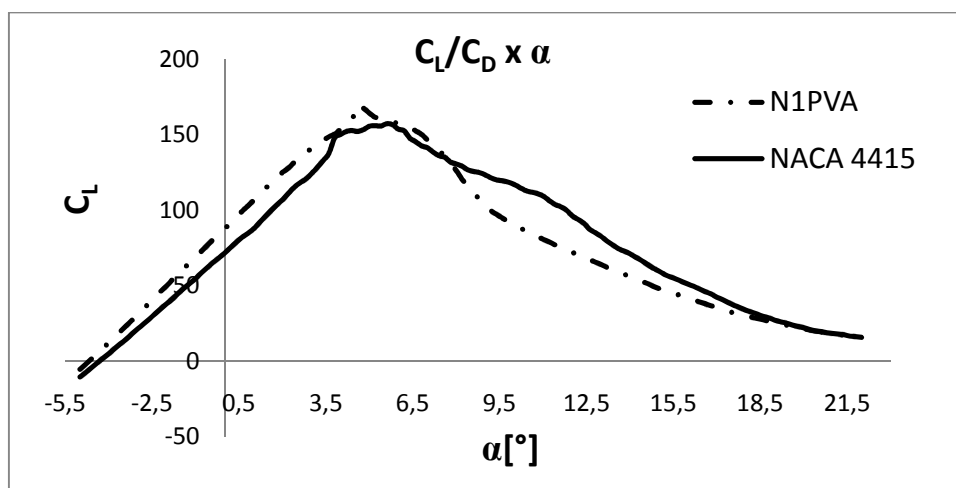


Figura 12: Curva da razão sustentação/arrasto pelo ângulo de ataque para $Re= 3,0 \cdot 10^6$

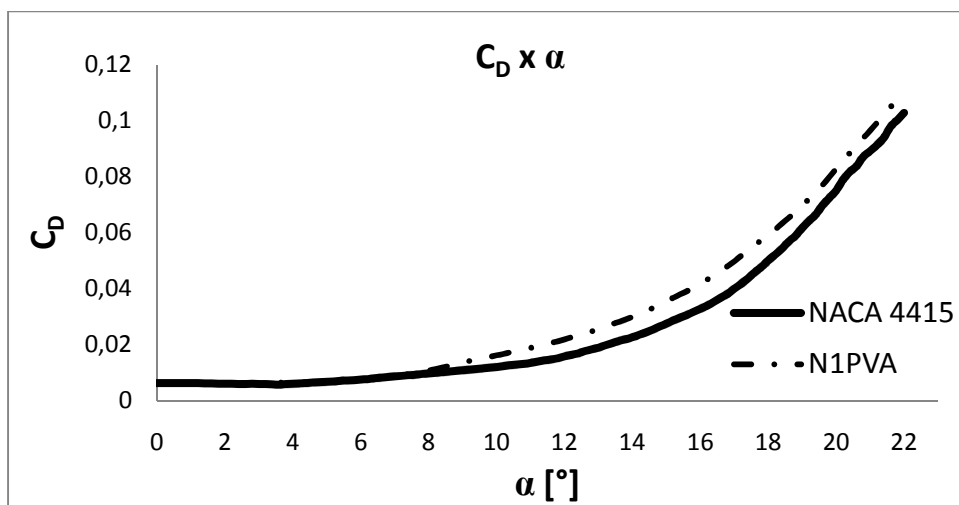


Figura 13: Curva do coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque para $Re= 3,0 \cdot 10^6$

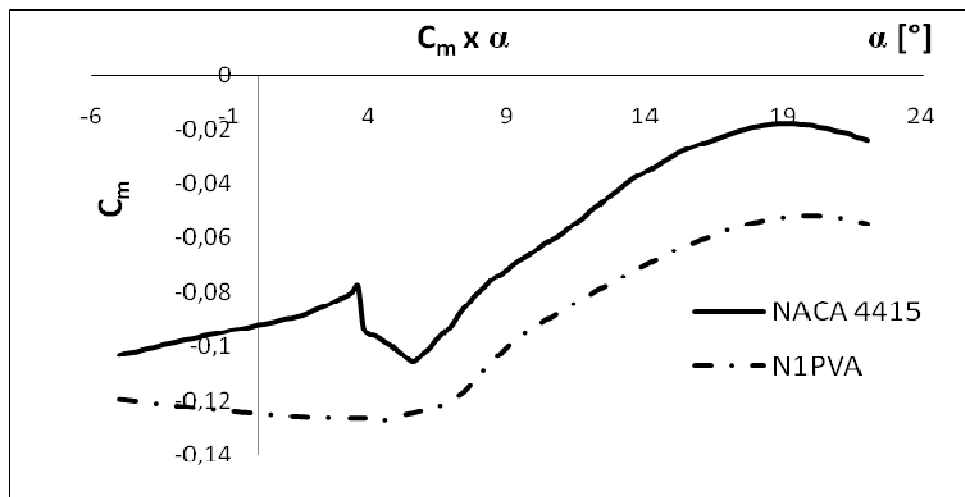


Figura 14: Curva do coeficiente de momento pelo ângulo de ataque para $Re = 3,0 \cdot 10^6$

Comparando os resultados da otimização com o perfil original NACA 4415, o perfil N1PVA possui um coeficiente de sustentação maior tanto na faixa de ângulos para vôo de cruzeiro quanto estol. A razão de sustentação/arrasto é maior na faixa de ângulos de vôo de cruzeiro (ou pulverização) e o arrasto passa a ficar maior por volta de $8,5^\circ$, no entanto, para a faixa de ângulos de vôo de cruzeiro os arrastos são bem próximos. Com relação ao coeficiente de momento, o N1PVA apresentou um coeficiente um pouco mais negativo, com diferença de aproximadamente 0,01.

7 CONCLUSÃO

Com um acréscimo de 17% do coeficiente de sustentação a 3 graus de ângulo de ataque (vôo de pulverização), e acréscimo de 4% do mesmo a 15 graus (próximo da região de estol do perfil original), a aeronave tem a possibilidade de melhorar o desempenho na decolagem, necessitando de menos pista, e também de aumentar sua carga paga. Dessa forma, conclui-se que são satisfatórios os resultados da otimização possibilitando a utilização do perfil N1PVA na asa do VANT agrícola.

8 AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem a CAPES pela bolsa de mestrado, para o primeiro autor, e ao CNPq pela bolsa de produtividade PQ para o segundo autor.

REFERÊNCIAS

- Abbott, I. H., Doenhoff, A. E. (1959), *Theory of Wing Sections*, Dover Publications, New York, 1959.
- Drela M., Youngren H., *X-FOIL 6.94 User Guide*, MIT Aero & AstroAerocraft, Inc., 2001.
- Hájek, J., Parameterization of Airfoils and Its Application in Aerodynamic Optimization. *WDS'07 Proceedings of Contributed Papers, Part I*, 233–240, 2007.
- Ladson C.L., Sproles D. W., *Computer Program to Obtain Ordinates for NACA Airfoil*. NASA Technical Memorandum 4741, 1996.
- Sobieczky, H., Parametric airfoils and wings. *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, 68:71-88, Vieweg Verlag, 1998.
- Souza, B. S., *Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Técnicas de Otimização Mono e Multiobjetivos*. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Itajubá, 2008.