

Universidade de São Paulo

Escola Politécnica

ALEXANDRE HENRIQUE DE SOUZA
VANDER MENDES DE FREITAS JUNIOR

*Metodologia de obtenção de distribuição de pressão objetivo otimizada aplicada
em Projeto Inverso*

São Paulo

2006

ALEXANDRE HENRIQUE DE SOUZA
VANDER MENDES DE FREITAS JUNIOR

*Metodologia de obtenção de distribuição de pressão objetivo otimizada aplicada
em Projeto Inverso*

Dissertação para obtenção de Título de
Bacharel em Engenharia Mecânica apresentada à
Escola Politécnica da Universidade de São Paulo

Orientador: Prof. Dr. Ernani Vitillo Volpe

Co-Orientador: Adson de Paula Agrico

São Paulo

2006

FICHA CATALOGRÁFICA

Freitas Jr., Vander Mendes de

Souza, Alexandre Henrique de

**Metodologia de obtenção de distribuição de pressão objetivo otimizada aplicada em projeto inverso / A.H. de Souza, V.M. de Freitas Junior. -- São Paulo, 2006.
p. 72**

Trabalho de Formatura - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica.

1.Engenharia mecânica 2.Engenharia aeronáutica 3.Aerodinâmica 4.Aerodinâmica de aeronaves 5.Projeto de aeronaves 6.Asas de aeronaves I.Freitas Junior, Vander Mendes de II.Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecânica III.t.

SUMÁRIO

Agradecimentos	6
Resumo	7
Abstract	8
Capítulo 1 - Estudo de Viabilidade – Fundamentos do Projeto Inverso Aerodinâmico	9
1.1 Introdução	9
1.2 Justificativa e Objetivo do Trabalho	14
1.3 Coeficiente de pressão otimizado	17
Capítulo 2- Implementação Numérica	22
2.1 MGM.....	22
2.2 Algoritmo de Métrica Variável	25
2.3 Projeto Inverso Multiponto	27
Capítulo 3 – Parametrização da Distribuição de C_p	29
Capítulo 4 – Método de determinação de C_p empírico	33
4.1 Determinação dos pontos de controle e valores de pressão	33
4.2 Geração detalhada do coeficiente de pressão objetivo	40
Capítulo 5 – Testes.....	45
5.1 Testes de Validação	45
5.2 Testes de Aplicação	47
5.2.1 Teste de aplicação do projeto inverso multiponto	47
5.2.2 Teste de aplicação: diminuição do arrasto de onda.....	49
Capítulo 6 – Testes do Método de Determinação de C_p Empírico.....	51
6.1 Testes de Validação do Método de Obtenção de C_p empírico	52
6.2 Testes de Aplicação do Método de Obtenção de C_p empírico	63
Capítulo 7 - Conclusão e considerações finais	68
Bibliografia:	71

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1: Estrutura do ciclo de projeto inverso utilizando o MGM	11
Figura 1.2: Definição das seções de controle	12
Figura 1.3: Spline sendo aplicado no contorno	16
Figura 3.1: Representação esquemática do coeficiente de pressão objetivo	30
Figura 4.1: Correlação entre a relação empírica e os resultados de CFD	38
Figura 4.2: Pontos de Controle do exemplo com $M=0.75$ e $Cl=0.6$	43
Figura 4.3: Efeito da espessura relativa no C_p	44
Figura 5.1: Validação das ferramenta	45
Figura 5.2: Aplicação da ferramenta PLIM.....	46
Figura 5.3: Resultados de projeto inverso multiponto, distribuições de C_p	47
Figura 5.4: Resultados de projeto inverso multiponto, geometrias.	48
Figura 5.5: Tentativa de eliminar uma onda de choque	49
Figura 5.6: Eliminação de uma onda de choque.....	50
Figura 6.1: Pontos de controle obtido pelo algoritmo desenvolvido no projeto ..	53
Figura 6.2: Perfil obtido através projeto inverso	54
Figura 6.3: Distribuição de pressão obtida após a modificação do ponto 6.	55
Figura 6.4: Coeficiente de Pressão x Coeficiente de Pressão com spline	56
Figura 6.5: Comparação entre os Coeficiente de Pressão	58
Figura 6.6: Perfil obtido após mudança feita no ponto de controle 6	59
Figura 6.7: C_p obtido após mudança feita no ponto de controle 6.....	59
Figura 6.8: Resultado obtido pelo projeto inverso MGM x DISC.....	60
Figura 6.9: Método de obtenção de C_p x C_p real para o perfil RAE2822	62
Figura 6.10: Método de obtenção de C_p x C_p real para o perfil NACA23012.....	62
Figura 6.11: Coeficiente de pressão obtido para $Cl=0.75, Cd<0.005, Cm>-0.09$..	64
Figura 6.12: C_p obtido após spline para $Cl=0.75, Cd<0.005, Cm>-0.09$	65
Figura 6.13: C_p obtido após 25 ciclos de projeto inverso	66
Figura 6.14: Perfil obtido após 25 ciclos de projeto inverso.....	66

Agradecimentos

Os autores gostariam de agradecer aos pais, que nos deram a vida e que nos ensinaram a vivê-la com a dignidade. Com vocês, que nos guiaram pelos caminhos com amor e dedicação para que prosseguíssemos sem medo, que se doaram por inteiro e sacrificaram seus sonhos e anseios em favor dos nossos, dividimos, com muito orgulho, o mérito dessa conquista.

Aos familiares e amigos, somos gratos pelo companheirismo, pela amizade, pela paciência e por todo o carinho e apoio que nos dedicaram.

Aos amigos, que compartilharam conosco a busca por um ideal, estejam certos de que sua lembrança ficará para sempre em nossa memória.

Ao prof. Dr. Ernani Volpe, que se investiu em nosso desenvolvimento profissional, contribuindo enormemente em nossa formação como engenheiros. Finalmente, ao apoio da EMBRAER na pessoa do prof. Adson P. Agrico, que nos motivou a desenvolver esse projeto.

Resumo

A dinâmica dos fluidos computacional assume papel cada vez mais relevante no projeto aerodinâmico. Sua função é especialmente importante na fase de concepção do projeto, por permitir que se analisem configurações alternativas a custos relativamente baixos. A combinação de ferramentas de simulação do escoamento com métodos de projeto inverso pode ter grande impacto nesta etapa do ciclo de projeto.

Dentre os métodos de projeto inverso considerados na literatura, o “Modified Garabedian-McFadden” (MGM) destaca-se por ser amplamente consolidado em suas aplicações, pela simplicidade de implementação e pela possibilidade de se incluírem restrições geométricas no projeto. Em essência, o MGM modifica a geometria da asa a fim de obter uma distribuição de pressões desejada, que é especificada a priori. Geralmente essa distribuição representa uma condição específica de voo.

O objetivo deste plano é desenvolver uma metodologia de prescrição de distribuição de coeficiente de pressão otimizada, ou seja, deseja-se obter como C_p target uma distribuição que satisfaça certo valor de coeficiente de sustentação dado, e que tenha o menor coeficiente de arrasto possível. Busca-se com esse projeto ainda fazer com que o MGM busque aproximar, não uma distribuição específica, mas uma combinação ponderada de distribuições a fim de incorporar características desejadas em diferentes regimes de voo.

Abstract

Over the last two decades, CFD has played an increasingly important role in aerospace design. For it provides a very cost-effective means for one to analyze different configurations. More recently, the development of inverse design methods has opened up new possibilities. On combining those methods with CFD, one can specify elaborate design goals and search for configurations that meet them.

Among these methods, the well-known Modified Garabedian Mcfadden (MGM) is an attractive alternative, for its simplicity and effectiveness. In essence, it compares the pressure distribution on control stations along the wing to target distributions. The location of those stations and the target distributions are both specified by the user.

The purpose of this project is to develop a method to prescribe a distribution of pressure coefficient, which enables one to reach an optimal C_{p_t} , that satisfies for a given value of Mach number, the lift, drag and pitch moment coefficients, increasing the performance of the Inverse Design Loop. Moreover, we seek to enhance the performance of the project allowing the user to specify a combination of pressure distributions imposed by different flight configurations.

Capítulo 1 - Estudo de Viabilidade – Fundamentos do Projeto Inverso Aerodinâmico

1.1 Introdução

O enorme progresso experimentado pela dinâmica dos fluidos computacional (CFD¹) nas últimas décadas ensejou uma revolução na metodologia de projeto aerodinâmico. O desenvolvimento de métodos robustos e confiáveis e a crescente disponibilidade de recursos computacionais deram à CFD o status de ferramenta de uso corrente na indústria, desempenhando função complementar aos ensaios em túneis de vento.

Naturalmente, o impacto dessa revolução fez-se sentir em todas as etapas do ciclo de projeto, da concepção da aeronave até o detalhamento final de seus componentes. Em especial na fase de concepção do projeto, as simulações permitem analisar configurações alternativas a custos significativamente mais baixos que ensaios em túneis de vento.

Ainda assim, a estratégia geralmente adotada na seleção dessas configurações continua a ser a tentativa e erro, em que se propõe uma geometria e analisam-se os resultados das simulações, com vistas a obter o efeito desejado. Claramente, o sucesso desse processo depende em larga margem da experiência acumulada do projetista.

De fato, as chances de sucesso dessa abordagem diminuem sensivelmente na medida em que se impõem condições mais elaboradas ao

projeto, como nos casos em que se especificam distribuições de pressão e se impõe restrições geométricas. Pois não há como garantir que um método de tentativa e erro explore adequadamente o espaço de soluções viáveis. Nessas situações a combinação de ferramentas de CFD com métodos de projeto inverso pode ser de grande utilidade, ao permitir uma exploração mais eficiente desse espaço.

As últimas duas décadas assistiram o surgimento e a consolidação de alguns métodos de projeto inverso. Dentre eles, o “Modified Garabedian-MacFadden” (MGM) afigura-se como uma alternativa atraente, pela simplicidade de implementação, por ser independente do algoritmo empregado na simulação do escoamento e por permitir que se imponham restrições geométricas ao projeto.

Em essência, o MGM compara a distribuição do coeficiente de pressão C_p de um perfil aerodinâmico, resultante da simulação do escoamento, com uma distribuição desejada C_{pt} , especificada previamente pelo projetista. A partir da diferença entre as duas distribuições, uma equação auxiliar estima as alterações de geometria que levariam o referido perfil a alcançar a distribuição desejada. A equação auxiliar, por sua vez, foi proposta com base no problema clássico da parede ondulada, que é um problema de escoamento potencial compressível bidimensional, linearizado. Essas condições determinam as principais características do método.

Por fazer uso de uma equação auxiliar, cuja solução não depende das equações que governam o escoamento, o MGM é independente do algoritmo de

¹ sigla em inglês para “Computational Fluid Dynamics”

simulação. A figura 1.1 mostra a estrutura de um “loop” utilizando o MGM para projeto de asas. A rotina MGM constitui um bloco separado que recebe a distribuição de C_p de um pós-processador do “solver”, estima alterações geométricas e as fornece a uma rotina que gera a geometria modificada.

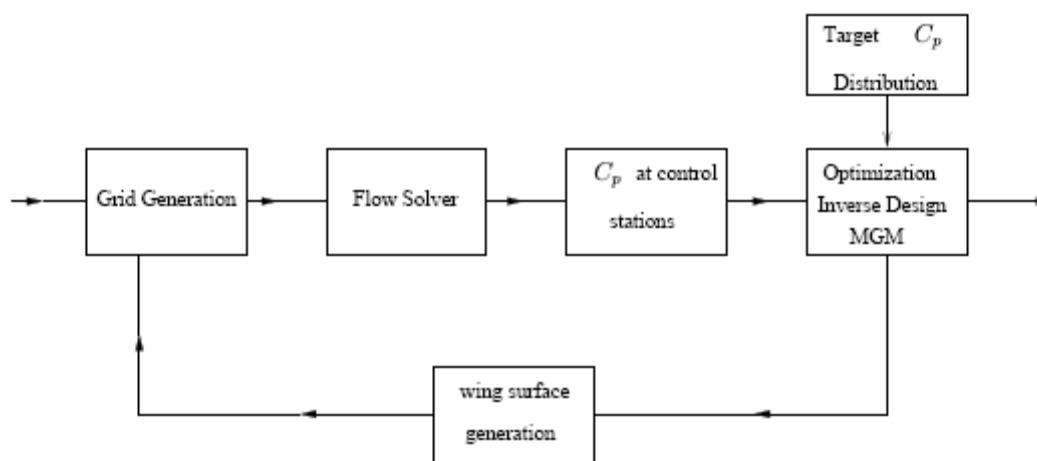


Figura 1.1: Estrutura do ciclo de projeto inverso utilizando o MGM. O loop envolve: gerador de malhas, código de simulação do escoamento, pós-processador para geração de distribuição de C_p , rotina MGM e gerador de geometria.

Uma vez que o MGM baseia-se num escoamento bidimensional, a geração de uma superfície 3-D, como uma asa, envolve a definição de seções de controle ao longo da envergadura, conforme ilustra a figura 1.2a. Assim, o MGM é aplicado a cada uma dessas seções separadamente, as seções são modificadas e a superfície da asa é gerada por interpolação entre elas, como mostra a figura 1.2b.

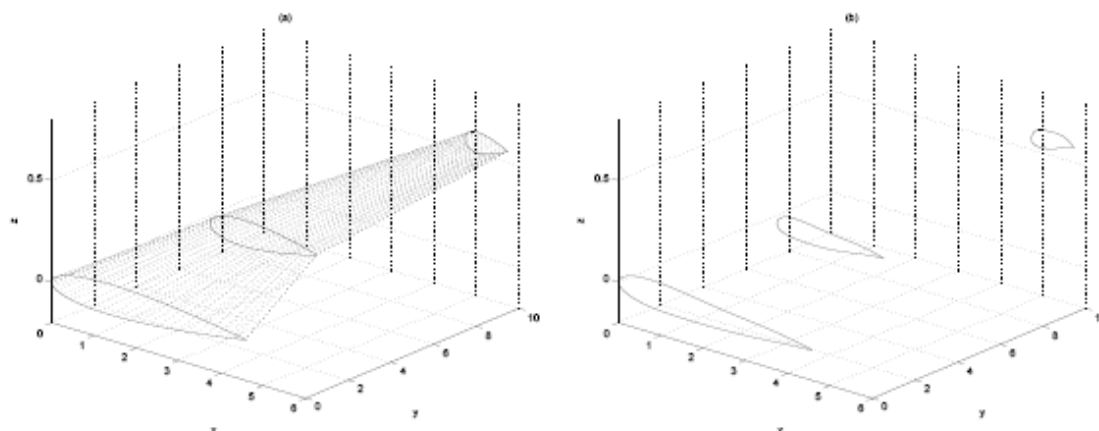


Figura 1.2: Definição das seções de controle: (a) geometria original mostrando três seções de controle. (b) geometria modificada das seções de controle após alguns ciclos de projeto inverso. A região da ponta da asa não é mostrada.

Um aspecto extremamente importante do MGM refere-se ao fato, citado acima, de que ele se baseia em um escoamento potencial 2-D linearizado. Ora, uma aplicação como projeto de asas envolve escoamento tridimensional. Além disso, muitas vezes há interesse em que a simulação do escoamento no “loop” (figura 1.1) envolva a solução das equações de Navier-Stokes completas, incluindo modelo de turbulência. Naturalmente esses fatores levantam questões relevantes sobre a aplicabilidade do modelo MGM. Afinal, as distribuições de C_p nas seções de controle, que são usadas para estimar alterações geométricas, trazem efeitos da física do escoamento que não são capturados pelo referido modelo.

De fato, os fatores apontados acima podem ter consequências adversas na evolução dos ciclos de projeto inverso, degenerando seus resultados. Em princípio, isso ocorre quando o escoamento na região da seção de controle afasta-se muito das hipóteses do modelo, como nos casos em que o campo de

velocidades é fortemente 3-D, ou quando os efeitos da viscosidade não se restringem a uma camada limite colada à superfície.

Por outro lado, para escoamentos governados pela pressão, sem separação, o sucesso do MGM é amplamente documentado na literatura (BARTELHEIMER, 1995; N.HIROSE et al., 1987; SANTOS, 1993), mesmo quando o campo de velocidades é 3-D. Isso se dá porque o MGM responde primariamente a variações no campo de pressão. Quando essas variações dominam a física do escoamento, então o modelo simples do MGM tem condições de capturar seus aspectos mais relevantes.

Outro aspecto importante do MGM diz respeito à imposição de restrições geométricas. Quando tais condições são impostas, o objetivo do método deixa de ser a solução da equação auxiliar, posto que esta pode violar as restrições. Em vez disso, buscam--se as alterações geométricas que mais se aproximam daquela solução, respeitando as restrições impostas. Para isso, define--se o erro quadrático da aproximação como função objetivo, as restrições são impostas como condições suplementares, e emprega--se um algoritmo de otimização para obter alterações geométricas que minimizem essa função objetivo. Originalmente proposta por Santos, 1993, esta formulação híbrida do MGM combina características de projeto inverso e método de otimização.

A aplicação principal do MGM é o projeto inverso de asas em regime de escoamento transônico. Restrições de espessura máxima e mínima são de grande interesse nessas aplicações, por terem impacto direto no projeto aerodinâmico e estrutural de aeronaves. Na versão da rotina MGM em uso,

essas restrições são impostas como funções de penalidade externas, com o método dos multiplicadores de Lagrange aumentado (MLA) (VANDERPLAATS, 1984). Para resolver problema de otimização, adotou-se o método de gradiente conjugado. Como forma de contornar o mal-condicionamento que é inerente ao problema, foi implementado um algoritmo de pré-condicionamento (GCPC) (AXELSSON; BARKER, 1984).

Por fim, a independência do MGM com relação às demais etapas do ciclo de projeto inverso pode ser usada com vantagem na montagem de um loop como mostrado na figura 1.1. Pois se pode fazê-lo empregando códigos disponíveis.

1.2 Justificativa e Objetivo do Trabalho

Independente do pré-condicionamento ou da forma como se impõe restrições, o GCPC (Gradiente Conjugado Pré-Condicionado) representa um avanço em relação ao método de busca pelo gradiente. Pois determina a direção de busca em cada iteração combinando este último com informações de iterações anteriores, através do parâmetro β . O algoritmo de métrica variável (AMV) funciona de modo análogo, mas ao invés de guardar essas informações em um único escalar, ele as armazena em uma matriz. Por utilizar informações mais completas sobre iterações anteriores, espera-se que o AMV tenha desempenho superior ao MGC (VANDERPLAATS, 1984).

Ao aproximar diretamente a inversa do Hessiano, o AMV não envolve essa matriz nem sua inversão, como faz o método de pré-condicionamento.

Portanto este algoritmo deve ter um impacto positivo no custo computacional. Além disso, sua associação com o método de imposição de restrições, o MLA, não deve apresentar maiores problemas.

Como citado acima, o MGM compara as distribuições de C_p em seções da asa com distribuições objetivas C_{pt} correspondentes. A finalidade é alterar a geometria da asa de modo a minimizar a diferença ($C_{pt} - C_p$). Em geral C_{pt} representa uma condição específica de voo como, por exemplo, cruzeiro. Entretanto, as simulações mostram que uma asa projetada para uma condição específica de operação muitas vezes apresenta degradação sensível de performance em outras condições.

Uma forma de contornar o problema seria incorporar ao projeto inverso características desejáveis não apenas de uma condição, mas de uma combinação delas. Com esse propósito, Rho et al (1999, 1997). desenvolveram um método que permite ao MGM comparar C_p a um conjunto de distribuições objetivas C_{pt} , e buscar a geometria que combine características desejáveis de cada uma delas de forma ponderada. Esse algoritmo baseia-se numa formulação híbrida proposta por Santos (1993), para introdução de restrições geométricas.

A finalidade desse projeto é continuar o trabalho desenvolvido em Iniciação Científica – FAPESP. Assim uma primeira etapa seria implementar o AMV no método multi-ponto. Posteriormente, introduzir recursos que aperfeiçoarão o uso do projeto inverso.

Em testes de aplicação realizados durante a Iniciação Científica constatou-se que o algoritmo pode não funcionar corretamente em regiões onde existe uma grande variação do gradiente de pressão, como é o caso do bordo de ataque.

A figura 1.3 mostra um exemplo de aplicação do spline onde ocorre uma grande oscilação de amplitude nessa região. Embora esse comportamento não esteja relacionado diretamente com o MGM, isso certamente irá comprometer a evolução dos ciclos do projeto inverso. Assim, uma saída para reduzir a amplitude da oscilação seria aumentar o numero de pontos do perfil original através de uma interpolação linear.

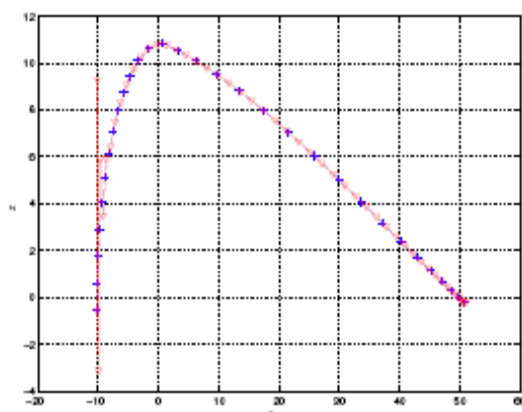


Figura 1.3: Spline sendo aplicado no contorno. Azul, contorno original; vermelho, spline cúbico.

Outra melhora significativa, surgiu de uma necessidade da equipe da EMBRAER. Trata-se de liberar o bordo de ataque para pequenas variações angulares (dropar), essa ferramenta é muito utilizada em projetos de nacelles, pillons e até mesmo de asas.

Após a realização das iniciações científicas, evidenciou-se que para aplicação industrial, o método de projeto inverso deve contemplar as

necessidades básicas de um projeto aerodinâmico de uma asa. Assim, pode-se empregá-lo para maximizar relações entre sustentação e arrasto para cruzeiro, mas também aumentando o valor de Cl_{Max} , que é de extrema importância no momento de levantamento de vôo e pouso da aeronave, que são exigências do projeto, a fim de viabilizar a utilização da aeronave no maior número de aeroportos possível.

Busca-se com esse projeto ainda, uma distribuição de pressão objetivo ótima, ou seja, dado o C_p de um perfil e mantida as mesmas condições de vôo, por exemplo, o número de Mach de cruzeiro e seu Cl_{Max} , deseja-se obter como C_{pt} uma distribuição que satisfaça essas necessidade, mas que tenha um coeficiente de arrasto menor que o C_p original.

1.3 Coeficiente de pressão otimizado

O setor civil da aeronáutica tem se tornado cada vez mais competitivo, assim, inovações e novos projetos têm surgido constantemente, exigindo mais dos engenheiros.

O nascimento de uma nova aeronave vem da necessidade de um cliente de realizar uma determinada escala. Essa escolha é determinante no projeto, uma vez que o comprimento da pista impõe a primeira restrição ao design do avião.

Na primeira fase de projeto, os engenheiros devem determinar qual é o coeficiente de sustentação máximo (Cl_{Max}) para que o avião seja capaz de levantar vôo e pousar no local requerido pelo requisitante. Uma vez escolhido

esse parâmetro, o projetista aerodinâmico deve projetar o perfil de asa para que esta seja capaz de fornecer o valor pré-especificado de Cl_{Max} .

Outra premissa de todo projeto de aeronave é executar vôos ao menor consumo de combustível possível. Assim, além de otimizar-se o perfil para obter-se o Cl_{Max} , deve-se minimizar o consumo de combustível em condições de cruzeiro. Portanto, o arrasto deve ser minimizado.

Na aviação civil, as aeronaves permanecem grande parte do tempo de utilização em regimes transônicos. Em regime transônico há o aparecimento do arrasto de onda, devido ao aparecimento de ondas de choque no perfil da asa. Esse tipo de arrasto tem como consequência aumentos consideráveis no consumo de combustível durante escalas de longa distância.

Outra restrição de projeto imposta é o número de Mach (M) de cruzeiro da aeronave. O valor da velocidade de vôo de uma aeronave é determinado também pelas necessidades do cliente para realizar as escalas em tempo adequado.

Portanto, é de extrema importância à indústria aeronáutica obter uma série de perfis que se adeque às restrições de projeto inicial :

- Coeficiente de sustentação máximo (Cl_{Max})
- Mínimo arrasto durante o cruzeiro
- Número de Mach (M) de cruzeiro

O coeficiente de pressão (Cp) é a variável utilizada para projeto de perfis de asa, do Cp pode-se obter os valores de sustentação, de arrasto e de

momento do perfil. Assim, é de suma importância no projeto aerodinâmico determinar-se um perfil que apresente um coeficiente de pressão otimizado.

Os métodos empregados pelas empresas aeronáuticas para a determinação do coeficiente de pressão otimizado não são divulgados externamente devido ao mercado altamente competitivo em que elas se inserem.

No entanto, através de visitas à EMBRAER pode-se verificar que existem três vertentes quanto ao método de determinação e otimização do perfil da asa, etapa do projeto que é chamada de perfilação.

A maneira mais antiga e consagrada pela indústria é o projeto direto. Neste método, o perfil é modificado através da experiência do projetista, que através do conhecimento adquirido, determina certos padrões de perfil que apresentem melhores resultados para as dadas restrições de projeto. Esses perfis são levados a túneis de vento, onde escolhe-se o mais adequado. O grande inconveniente deste método é o maior tempo, pois um número maior de perfis deve ser testado em túneis de vento, uma vez que o grau de incerteza na determinação dos perfis é grande. Atualmente, a primeira etapa deste método passa pela utilização de recursos de análise computacionais. Existem programas de dinâmica de fluidos computacional (CFD) consagrados para escoamentos transônicos que são usados de maneira extensiva pela indústria. O uso dessas ferramentas acelera o processo de obtenção de uma família de perfis que será levada a testes.

Nos últimos anos, com o desenvolvimento da computação, tornou-se comum o emprego de métodos numéricos de otimização de perfis. Dentre esses métodos, o estado da arte é representado pelos algoritmos genéticos, que utilizam-se de algoritmos de parametrização dos perfis, que através de uma série de medidas de mérito escolhem uma série de perfis otimizados que deverão ser levados à teste. Um grande inconveniente desse método é o grande custo computacional envolvido, pois devido à sua complexidade, acarretam em um tempo gasto maior para obtenção dos perfis otimizados.

Finalmente, a terceira grande vertente na etapa de perfilação é caracterizada pelo emprego de métodos de projeto inverso aerodinâmico. Dentre os métodos de projeto inverso considerados na literatura, o “Modified Garabedian-McFadden” (MGM) destaca-se por ser amplamente consolidado em suas aplicações, pela simplicidade de implementação e pela possibilidade de se incluírem restrições geométricas no projeto. Além disso, apresenta um custo computacional bastante baixo, assim a obtenção de perfis otimizados através desse método é mais eficiente.

A fim de compreender os interesses da indústria aeronáutica, realizou-se reuniões com engenheiros aerodinâmicos da EMBRAER, procurando-se estabelecer uma das três metodologias de obtenção de perfis otimizados. Acordou-se que a vertente agregando a obtenção de um coeficiente de pressão otimizado para aplicação de projeto inverso multiponto é mais viável. Pois uma vez desenvolvida, esta metodologia pode apresentar resultados em um prazo de tempo menores, além de ser de conhecimento da EMBRAER e dos discentes

que apresentam este trabalho que os resultados provenientes do projeto inverso baseado no MGM são confiáveis em regimes transônicos.

Capítulo 2- Implementação Numérica

2.1 MGM

A idéia central do MGM é tratar as porções superior e inferior de um aerofólio separadamente, como se cada uma delas correspondesse a um trecho de parede ondulada. Para isso propôs-se um modelo matemático que represente de forma simplificada os coeficientes de pressão linearizados.

$$\begin{cases} C_p = \frac{2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \frac{dz^2}{dx^2} \Big|_w & \text{Se } M_\infty > 1 \\ C_p = \frac{2}{\pi \sqrt{1 - M_\infty^2}} \frac{dz^2}{dx^2} \Big|_w & \text{Se } M_\infty < 1 \end{cases} \quad (1)$$

Note-se que as equações são singulares para $M_\infty = 1$, o que é consistente com a equação potencial linearizada.

Prevendo a coexistência de regiões de escoamento sub e supersônico, o MGM propões uma equação modelo que combina de forma ponderada ambas as expressões C_p e que não apresenta singularidades no regime sônico.

$$A(\delta z) + B \frac{\partial(\delta z)}{\partial x} - C \frac{\partial^2(\delta z)}{\partial x^2} = C_{pt} - C_p \quad (2)$$

onde C_{pt} representa a distribuição objetivo e os coeficientes A, B e C são constantes arbitrárias, escolhidas de modo a dar estabilidade aos ciclos de

projeto inverso e, possivelmente, acelerar a convergência (RHO et al., 1999, 1997a, 1997b).

$$\delta z|_{x=0} = \delta z|_{x=c} = 0 \quad (3)$$

A essa equação, impõe-se condições de contorno a valor prescrito homogêneas: onde c corresponde à corda do aerofólio. Na literatura a eq.(3) freqüentemente aparece em termos de distribuições de modulo de velocidade.

$$A(\delta z) + B \frac{\partial(\delta z)}{\partial x} - C \frac{\partial^2(\delta z)}{\partial x^2} = q_t^2 - q^2 \quad (4)$$

onde $q \equiv \frac{u}{U_\infty}$ e q_t representa a distribuição objetivo. Ambas as formas (2) e (4) são equivalentes. Pois para escoamento potencial em regime permanente a relação entre C_p e q^2 é dada por (OLIVEIRA et al., 2005a):

$$q^2 = 1 - \frac{2}{(\gamma-1)M_\infty^2} \left[\left(1 + \frac{\gamma M_\infty^2}{2} C_p \right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1 \right] \quad (5)$$

Qualquer uma das formulações pode ser adotada na implementação do MGM. Por sua linearidade, as equações podem até mesmo ser resolvidas analiticamente, fazendo--se uso do método da função de Green. Entretanto, para que se tenha uma formulação simples para a imposição de restrições, convém

resolvê-las numericamente. Para ambas as formulações obtêm-se um sistema linear tri-diagonal.

$$M \delta z = R \quad (6)$$

onde **M** é a matriz dos operadores de diferenças finitas, δz representa o vetor de variações geométricas δz_i e o vetor **R** representa o lado direito da eq. (2), $C_{pti} - C_{pi}$, ou da eq. (4), $q_{ti}^2 - q_{pi}^2$.

Na ausência de restrições, este sistema pode ser resolvido diretamente pelo algoritmo de Thomas. Na presença de restrições o problema transforma-se num problema de otimização. Como mencionado acima, nesse caso buscam-se as alterações geométricas que mais se aproximam da solução da eq.(6) e que satisfazem tais restrições, postas na forma de condições suplementares. Para isso, define-se a função objetivo como o módulo quadrático do erro da aproximação, adotando a notação usual dos métodos de otimização e definindo $\delta z \equiv X$, temos

$$F = \frac{1}{2} |MX - R|^2 \quad (7)$$

Este é um funcional quadrático para o qual tanto o gradiente quanto o Hessiano são facilmente obtidos por expressões exatas, com impacto desprezível no custo computacional.

$$\begin{aligned}\nabla F(X) &= M^T (MX - R) \\ H(X) &= M^T M\end{aligned}\tag{8}$$

O caráter quadrático da eq. (7), aliado à disponibilidade do gradiente e do Hessiano sugerem que se adote um método de segunda ordem. Entretanto, o objetivo desta abordagem é a imposição de restrições e isso implica em modificar a função objetivo, com conseqüências diretas no cálculo do gradiente e do Hessiano. Em particular para o Hessiano, a introdução de restrições pode piorar seu condicionamento espectral, prejudicando a convergência. Por esta razão, optou-se por empregar métodos de primeira ordem na otimização.

2.2 Algoritmo de Métrica Variável

A opção por um algoritmo simples motivou a escolha do método do gradiente conjugado (MGC), com a posterior inclusão de pré-condicionamento. Em essência, o MGC parte de uma estimativa inicial da $\mathbf{X}^0$, escolhe uma direção de busca $\mathbf{S}$, que depende de ∇F e realiza uma busca 1-D pelo mínimo ao longo desta direção. Ao encontrá-lo, reinicia-se o processo, até que um mínimo local de $\mathbf{F}$ seja encontrado.

Na primeira iteração, a direção de busca é tomada ao longo da direção de maior decréscimo de $\mathbf{F}$, $\mathbf{S}^1 = -\nabla F$. Nas iterações posteriores, a direção de busca é obtida como uma combinação linear do gradiente atual com a direção anterior. Definindo $\mathbf{g}^q \equiv \nabla F(\mathbf{X}^q)$, para simplificar a notação, tem-se

$$S^{q+1} = -g^q + \beta_q S^q \quad (9)$$

onde β é um escalar definido de modo a incorporar informações sobre as direções de busca nas iterações prévias. Uma vez definida a direção de busca, os valores de $\mathbf{X}$ são atualizados por:

$$X^q = X^{q-1} + \alpha_q^* S^q \quad (10)$$

O coeficiente α_q^* define o tamanho do passo dado ao longo da direção de busca $\mathbf{S}^q$.

O Gradiente Conjugado Pré-Condicionado, atualmente em uso representa um avanço em relação ao método de busca pelo gradiente. Pois determina a direção de busca em cada iteração combinando este último com informações de iterações anteriores, através do parâmetro β . O algoritmo de métrica variável (AMV) funciona de modo análogo, mas ao invés de guardar essas informações em um único escalar, ele as armazena em uma matriz. Por utilizar informações mais completas sobre iterações anteriores, espera-se que o AMV tenha desempenho superior ao MGC (VANDERPLAATS, 1984).

Em essência, o AMV define uma matriz $\tilde{H}$ que aproxima o inverso do Hessiano, conforme as iterações progridem. A direção de busca é obtida por

$$S^q = -\tilde{H}^q \tilde{g}^q \quad (11)$$

uma vez determinada S^q os demais passos do algoritmo são os mesmos do MGC.

Ao aproximar diretamente a inversa do Hessiano, o AMV não envolve essa matriz nem sua inversão, como faz o método de pré-condicionamento. Portanto este algoritmo deve ter um impacto positivo no custo computacional. Além disso, sua associação com o método de imposição de restrições, o MLA, não deve apresentar maiores problemas (OLIVEIRA et al., 2005b).

2.3 Projeto Inverso Multiponto

Em muitas aplicações práticas há a necessidade de combinar características de duas funções objetivo em um único aerofólio. A performance aerodinâmica pode ser melhorada através da aplicação de projeto multiponto.

Com essa finalidade, foi desenvolvido em projeto de iniciação científica – FAPESP, um algoritmo que faz uma ponderação linear entre duas distribuições de pressão objetivo, segundo o método proposto por Rho et al. (1999, 1997a). Uma nova função objetivo é definida como a ponderação entre resíduos R_i , que são diferenças entre a pressão objetivo e a calculada. Esta será minimizada através da rotina MGM.

Com uma extensão de sua forma original, essa função passa a medir uma soma ponderada dos erros quadráticos com respeito a duas distribuições objetivo Cpta e Cptb.

$$F = \frac{w}{2} |MX - R_2|^2 + \frac{(1-w)}{2} |MX - R_b|^2 \quad (12)$$

onde w representa o fator de ponderação, que é especificado a priori pelo usuário. Utilizando-se a mesma notação da eq.(6) os vetores **Ra** e **Rb** representam diferenças de Cp ou q² com respeito às distribuições objetivo a e b, respectivamente.

A idéia central do método proposto é, então, minimizar a função objetivo Eq.(12). A estrutura necessária para isso é essencialmente a mesma a formulação híbrida do MGM, que é utilizada para a imposição de restrições geométricas. Mudam apenas as expressões da função objetivo e seu gradiente (OLIVEIRA et al., 2005b).

Capítulo 3 – Parametrização da Distribuição de C_p

No desenvolvimento de uma asa ou perfil, é de extrema importância considerar-se as características aerodinâmicas que tragam boa performance, estabilidade e controle, assim como as restrições geométricas provenientes de premissas estruturais, de manufatura, ou de requisitos de projeto, como o volume de combustível. As opções de restrições geométricas incluem espessura mínima e máxima, espessura local, raio do bordo de ataque, entre outras. No entanto, especificar um coeficiente de pressão que apresente performance aerodinâmica otimizada e resulte em um perfil satisfatório para as restrições geométricas de projeto é uma tarefa de grande complexidade.

Um aerodinamicista experiente é capaz de atingir uma distribuição de pressão otimizada para os requisitos de um projeto, otimizando-os através de métodos de tentativa e erro. No entanto, pode-se aumentar a eficiência dessa tarefa através da padronização de uma metodologia de definição de um C_p .

Nessa etapa, pretende-se desenvolver uma metodologia de obtenção de distribuição de pressão objetivo usando um conjunto de pontos distribuídos ao longo do perfil. A localização desses pontos e o valor da pressão nestes são estimados inicialmente através de relações empíricas e características de distribuições de pressão observadas de uma dada classe de aerofólios, ou ajustando-se os pontos a uma distribuição de pressão existente. A figura 3.1 mostra um coeficiente de pressão caracterizado por 7 pontos de controle para uma seção de asa tipicamente transônica. A localização desses pontos, o valor

do Mach local e os valores do coeficiente de pressão para cada, bem como coeficientes empíricos, são usados como variáveis. As funções empíricas desenvolvidas por Campbell (1992) foram combinadas às funções de forma desenvolvidas por van Egmond (1990) e Rho et al. (1997b) trazendo maior simplicidade e eficiência à metodologia.

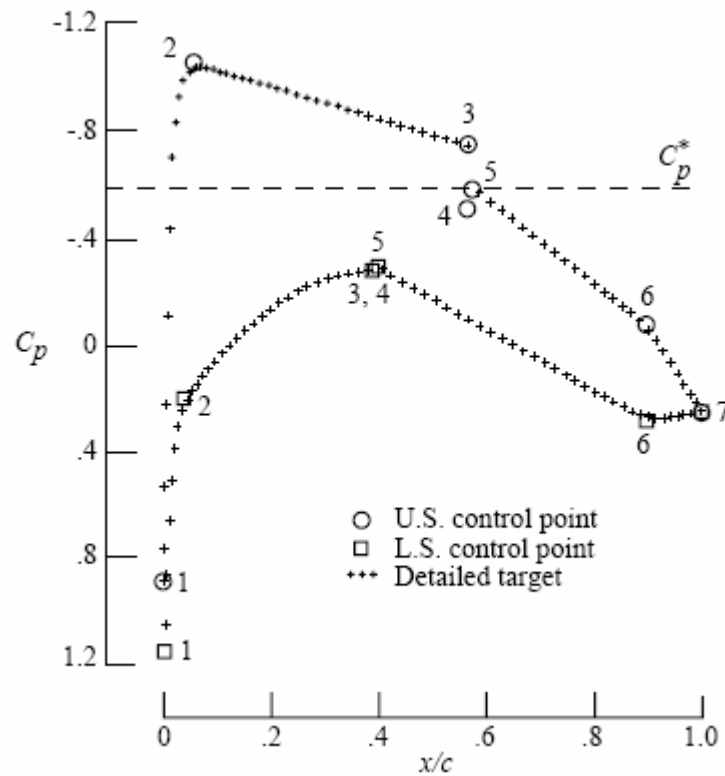


Figura 3.1: Representação esquemática do coeficiente de pressão objetivo

O ponto 1 corresponde ao bordo de ataque, ou ao ponto de estagnação, caso se encontre após o bordo de ataque. Em seguida, há uma região de desaceleração no bordo de ataque até o ponto 2. O segmento entre os pontos 2 e 3 é em geral uma região de gradientes de pressão moderados, sobretudo em condições de cruzeiro. Essa região corresponderia à região de *rooftop* em um aerofólio supercrítico. O ponto 4 é usado para representar o salto de pressão

devido à presença de choque. Sem a presença de choque, o ponto 4 é coincidente com o ponto 3. A localização do ponto 5 não é baseada em nenhum critério de escoamento, este ponto localiza-se na região de máxima espessura do perfil. Para maior simplicidade, o ponto 5 será inicialmente colocado após a localização do choque, apesar da região de máxima espessura do aerofólio poder se encontrar à frente deste. Pois geralmente a localização desses pontos é próxima o bastante para garantir que mudanças no valor de pressão do ponto 5 atuem sobre a espessura do perfil. O ponto 6 é colocado entre o ponto de controle de máxima espessura e o bordo de fuga (ponto 7), em função do seguinte critério. Para aerofólios com camber moderado, a localização do ponto 6 corresponde à região de recuperação de pressão no intradorso e extradorso. Para aerofólios supercríticos com camber elevado, o ponto 6 é localizado no máximo coeficiente de pressão no intradorso, e também próximo ao início do gradiente de recuperação de pressão no extradorso.

Como mencionado anteriormente, o objetivo do método é determinar um coeficiente de pressão objetivo otimizado para dadas condições de projeto, que possa ser usado em projeto inverso para obtenção do perfil. Para isso, o procedimento deve ser capaz de determinar a localização dos pontos e os valores dos coeficientes de pressão associados a estes, assim como descrever a forma da distribuição de pressão entre os pontos de controle.

Existem duas metodologias de determinação dos pontos de controle definidas por Campbell (1992). Na primeira metodologia, as características dos pontos de controle são determinadas por relações empíricas da pressão e

geometria do perfil, assim como características observadas para aerofólios existentes. A segunda metodologia envolve o ajuste dos pontos de controle a uma distribuição de pressão existente, usualmente gerada pelo aerofólio a ser modificado. Nas duas metodologias, vários valores de coeficiente de pressão inicial são ajustados sistematicamente para atender às restrições do escoamento, mantendo-se os valores dos coeficientes de pressão associados às restrições geométricas. Esse estudo será desenvolvido sobre o método de determinação de C_p empírico.

Capítulo 4 – Método de determinação de C_p empírico

No método de determinação empírico, a localização inicial e os valores de pressão dos pontos de controle são determinados por equações derivadas empiricamente, sendo que o escoamento e os parâmetros geométricos são as variáveis livres. As fórmulas específicas de cada ponto são fornecidas a seguir, ressaltando-se que essas fórmulas não são rigorosamente derivadas, mas desenvolvidas através do ajuste de curvas de dados experimentais, ou modificando-se relações analíticas simples. O objetivo desta seção não é mostrar as melhores relações pressão-geometria disponíveis, apenas contemplar os resultados obtidos na literatura estudada, que apresentaram bons resultados, mesmo quando são usadas aproximações para as relações de pressão-geometria. A fim de simplificar as relações, os perfis usados são normalizados, ou seja, a corda destes vale $c=1.0$, assim os resultados que deveriam ter a notação x/c se tornam apenas x . Esta simplificação não apresenta inconveniente algum ao projeto inverso, pois o algoritmo desenvolvido normaliza os perfis antes de tratá-los.

4.1 Determinação dos pontos de controle e valores de pressão

As fórmulas para as localizações e os valores dos coeficientes de pressão dos pontos de controle em cada superfície do aerofólio foram definidas empiricamente através de estudos de dados obtidos experimentalmente e resultados de CFD. Para aerofólios em condição de cruzeiro, o ponto de estagnação é em geral muito próximo ao bordo de ataque no intradorso. Logo, a

localização do primeiro ponto de controle na superfície inferior é obtida da estimativa da localização do ponto de estagnação em condições de subida:

$$(x_1)_{lower} = 0.01 \cdot (c_l + 4c_m) \sqrt{1 - M_\infty^2} \quad (13)$$

com o valor do coeficiente de pressão correspondente estimado a partir do valor do coeficiente de pressão do ponto de estagnação como

$$(C_{p,1})_{lower} = C_{p,0} \approx 1 + 0.27 M_\infty^2 \quad (14)$$

A equação para o valor de pressão do ponto de controle 1 é uma aproximação da relação de pressão de estagnação isentrópica. A localização do ponto 1 no extradorso é adotada em $x=0.0$, e o valor do coeficiente de pressão é especificado por:

$$(C_{p,1})_{lower} = C_{p,0} - (c_l + 4c_m) \frac{0.015}{r_{le}} \quad (15)$$

A localização do segundo ponto de controle é usada para atingir-se a restrição de raio do bordo de ataque. Para aerofólios com ponto de estagnação no bordo de ataque, uma região com aceleração mais acentuada (isto é, ponto 2 localizado mais a jusante para um dado valor de C_p) fornecerá um aerofólio mais espesso, ao ponto que um gradiente de pressão mais moderado entre os pontos 1 e 2 tendem a reduzir o raio do bordo de ataque. A localização inicial do ponto de controle 2 na superfície superior é definida pela seguinte relação empírica:

$$x_2 = 0.5 \frac{t}{c} \quad (16)$$

Na Eq. (16), o termo t refere-se a espessura.

Para a superfície inferior, o valor é reduzido a $x_2 = 0.02$ dando conta de que menos aceleração é requerida para atingir-se os níveis de pressão da superfície inferior.

Os valores iniciais dos coeficientes de pressão nos pontos 2 e 3 são determinados usando-se o coeficiente de sustentação e a restrição de espessura através da Eq. (17), onde, $C_{p,t}$ é a contribuição devido à espessura do aerofólio e é dada pela Eq. (18) e $C_{p,l}$ é dado pela Eq.(19) pela a fim de prover uma distribuição uniforme de sustentação ao longo da corda.

$$C_{p,2} = C_{p,3} = C_{p,t} \pm C_{p,l} \quad (17)$$

$$C_{p,t} = \frac{A \cdot t/c}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (18)$$

$$C_{p,l} = -0.5 \cdot c_l \quad (19)$$

Baseando-se em resultados computacionais para aerofólios (CAMPBELL, 1992), o coeficiente A na Eq. (18) recebe o valor $A=-3.3$. Na Eq. (17) os sinais, positivo e negativo, são usados para a superfície superior e inferior do aerofólio respectivamente. Aumentando-se a magnitude de $C_{p,l}$ tende-se a aumentar o camber da região próxima a meia corda para uma incidência constante do escoamento no aerofólio.

O terceiro ponto de controle em cada superfície é inicialmente localizado no ponto $x=0.4$. Quando há a presença de choque, esse ponto é movido segundo a Eq. (20), baseada em observações de distribuições de pressão para aerofólios supercríticos em condições transônicas de vôo. Essa localização apresenta um erro na localização do choque de até 10% da corda do valor

calculado, dependendo da espessura e do coeficiente de sustentação do aerofólio.

$$x_3 = M_\infty^2 \quad (20)$$

Para casos envolvendo escoamento supercrítico o ponto de controle 3 representa a terminação da região inicial supersônica e é afetado pela restrição de arrasto de onda. Essa restrição, segundo Campbell (1992), é implementada relacionando-se o coeficiente de arrasto de onda logo à frente do choque. Lock derivou uma expressão para a estimativa do arrasto de onda partindo-se do valor de Mach ao longe, do valor de Mach de choque M_1 , e para a curvatura do perfil onde ocorre o choque. No entanto, essa fórmula não pode ser usada na geração do coeficiente de pressão objetivo, pois nessa etapa ainda não se conhece a curvatura do perfil. Assim, a Eq. (21), desenvolvida empiricamente por Campbell (1992) para vários aerofólios NACA da série de 4 dígitos através dos resultados do solver Gauss2 será usada. No caso bidimensional, o choque é especificado quando o número de Mach ultrapassa $M_3=1,1$ no ponto de controle 3 na superfície superior. É necessário salientar que para asas há influência do ângulo de enflechamento da asa, e nesse caso, o número de Mach para a ocorrência do choque seria $M=1,1/(\cos\Lambda_{1/2})$. No entanto, o estudo feito no projeto se baseia em aerofólios.

$$c_{d,w} = A_1 (M_3 - 1)^4 \quad (21)$$

Na Eq. (21) o coeficiente A_1 é dado por:

$$A_1 = \frac{0.04}{\left(\frac{t}{c}\right)^{1.5}} \quad (22)$$

Ainda, levando em consideração asas, deve-se considerar os efeitos devido ao enflechamento, como mostra-se na Eq. (23), onde θ_s é o ângulo de enflechamento do choque. O coeficiente de arrasto de onda em uma asa pode ser determinado pela integral do coeficiente de arrasto das diferentes seções.

$$C_{d_w} \cong \frac{0,04}{\left(\frac{t}{c}\right)^{1,5}} \left(M_3 \cos \theta_s - \frac{1,1}{\cos \Lambda_{1/2}} + 0,1 \right)^4 \quad (23)$$

Nesse trabalho será dado grande enfoque à redução do arrasto de onda, que é o arrasto preponderante em aeronaves que têm a condição de cruzeiro em situações transônicas ou supersônicas. O arrasto de onda pode ser otimizado reduzindo-se o valor de M_3 , ou ainda diminuindo-se o número de Mach que precede o choque, ou aumentando-se o ângulo de enflechamento deste. No entanto, nesse projeto será trabalhada a redução do arrasto através da diminuição dos valores dos números de Mach no ponto de controle 2 e anterior ao choque. O aumento do enflechamento do choque é um efeito tridimensional e pode ser obtido como consequência da diminuição do arrasto nas seções de asa.

Neste trabalho, os efeitos do atrito viscoso não serão minimizados, pois o arrasto de onda é dominante, e a separação do escoamento pode ser evitada especificando-se corretamente o gradiente de pressão no C_p . Caso essa metodologia viesse a ser aplicada em aerofólios em regime subsônico, o arrasto viscoso seria predominante e deveria ser levado em conta.

Com essa metodologia, a curvatura do perfil ficou implicitamente descrita no termo $\frac{t}{c}$. Na figura 4.1, o coeficiente de arrasto de onda estimado através

da equação é comparado aos obtidos por resultados de CFD para os aerofólios NACA da série de 4 dígitos. Essa correlação mostrou-se eficiente, especialmente para valores de espessura maior, que corresponderiam a perfis para escoamento subsônico. Especificando-se um coeficiente de arrasto de onda e uma espessura máxima de perfil, o número de Mach de choque pode ser determinado. Esse valor é convertido em seguida a uma restrição de coeficiente de pressão mínimo imposta no ponto 3 no extradorso. A fim de aprimorar-se a precisão da Eq. (21), o coeficiente A_1 será recalibrado em função da família de perfis resultantes do projeto inverso.

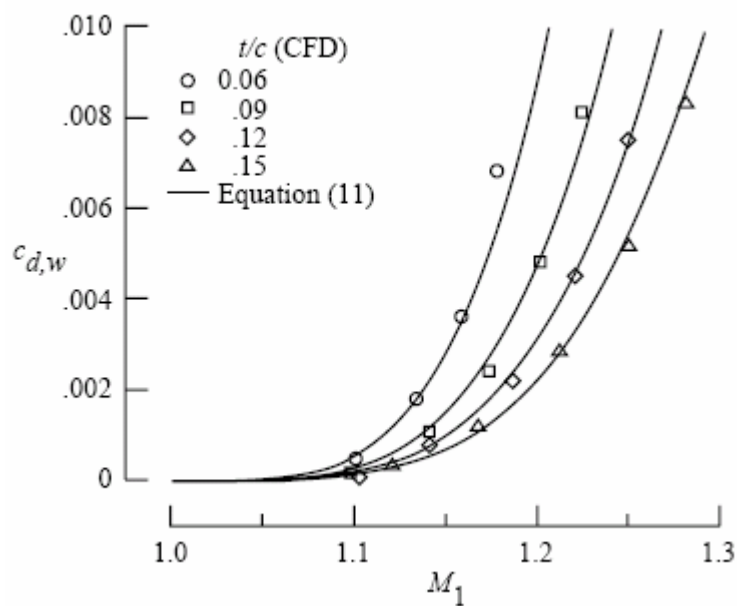


Figura 4.1: Correlação entre a relação empírica e os resultados de CFD obtidos para os perfis NACA da série 4 dígitos

No entanto, o método de projeto inverso do MGM não apresenta bons resultados ao buscar um coeficiente de pressão objetivo que possua choque. Assim, buscaremos eliminar a onda de choque em vôo transônico, aumentando-se assim a performance do perfil, pois diminui-se o arrasto de onda.

O ponto de controle 4, segundo Campbell (1992), é coincidente com o ponto de controle 3 para escoamento subcrítico. Para escoamento supercrítico, o coeficiente de pressão no ponto 4 é computado usando-se a equação de Rankine-Hugoniot com modificações empíricas que reduzem o salto de pressão devido ao choque, além de se ajustar com mais precisão aos resultados experimentais e do solver Gauss2.

Em escoamentos viscosos sobre aerofólios, o salto de pressão medido na raiz do choque é menor que o salto dado pela relação de Rankine-Hugoniot. Portanto, adotou-se uma relação aproximada para caracterização do salto, dada pela Eq. (24).

$$\frac{p_{2'}}{p_2} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} A(M_2^2 - 1) \quad ; 0,55 \leq A \leq 0,75 \quad (24)$$

Rho et al. (1997b) define $A=0,65$ como sendo o melhor valor para aerofólios.

Sabe-se que uma região após o choque é necessária para estabilizar a camada limite. Na literatura, o ponto de controle de máxima espessura (ponto 5) é localizado entre $0.05c$ (RHO et al., 1997b) e $0.01c$ (CAMPBELL, 1992) após a localização do ponto 4. O coeficiente de pressão é calculado usando-se a com a restrição que o valor obtido não pode ser inferior ao coeficiente de pressão sônico.

O ponto de controle 7 é localizado no bordo de fuga é seu coeficiente de pressão é dado pela Eq. (25)

$$C_{p,7} = 2t/c \quad (25)$$

Os valores característicos do ponto de controle 6 são determináveis de diversas maneiras, conforme o momento de pitch. A localização desse ponto na

corda no intradorso e extradorso é inicialmente alocada em $x=0.9$. Para aerofólios carregados negativamente ($C_m \leq -0.1$), o ponto no extradorso é movido de forma a dividir o trecho entre os pontos 5 e 7 em dois trechos iguais. O coeficiente de pressão é computado usando-se uma equação similar à , com uma restrição de espessura e componente de sustentação. Para todos os tipos de aerofólios, a componente da espessura é calculada através da interpolação não linear da Eq. (26). Nessa equação, o termo $\bar{x}_6$ é a média das localizações do ponto de controle 6 no extradorso e intradorso, e o termo $C_{p,t}$ representa o valor computado pela Eq. (18). A componente da sustentação no ponto 6 é dada pela interpolação linear dada pela Eq. (27), onde o termo $C_{p,l}$ é dado pela Eq. (19).

$$C_{p,t,6} = C_{p,t} + (C_{p,7} - C_{p,t}) \frac{\bar{x}_6 - x_5}{(x_7 - x_5)^{0.7}} \quad (26)$$

$$C_{p,l,6} = C_{p,l} + \frac{x_7 - \bar{x}_6}{x_7 - x_5} \quad (27)$$

4.2 Geração detalhada do coeficiente de pressão objetivo

Uma vez que os pontos iniciais são selecionados, uma distribuição de pressão objetivo detalhada é desenvolvida, primeiramente conectando-se os pontos de controle com funções analíticas simples. Essas funções são tipicamente constituídas de retas e de funções parabólicas simples, exceto pelas regiões do bordo de ataque onde polinômios de quarta e terceira ordem são usados para o extradorso e intradorso, respectivamente. Essas funções são

especificadas para ajustarem-se a uma família de perfis, ou a diferentes condições de vôo, por exemplo, condição de cruzeiro, de baixa velocidade e alta sustentação (pouso e decolagem).

É necessário ressaltar que os trechos de junção das funções analíticas entre os pontos de controle devem ser contínuos antes e depois destes, até derivadas de segunda ordem, por isso, usaremos uma função matemática para ajustá-las.

Quando o primeiro ponto de controle no extradorso se localiza após o bordo de ataque, um segmento de reta é colocado para caracterizar o coeficiente de pressão entre o primeiro ponto de controle no extradorso (bordo de ataque) e no intradorso (ponto de estagnação).

Integrando-se o coeficiente de pressão objetivo resultante do método, pode-se obter o coeficiente de sustentação e de momento de pitch. Se o valor de $C_{p,i}$ da Eq. (19) for aplicado a todos os pontos de controle, deve-se obter um valor de coeficiente de sustentação igual ao designado inicialmente no projeto. No entanto, devido às pressões no bordo de ataque e bordo de fuga, onde os valores respectivos de pressão para o ponto da superfície superior e inferior são idênticos, o coeficiente de sustentação resultante é inferior ao designado no início do projeto. Ainda, como o valor do coeficiente de momento de pitch não é usado em nenhuma expressão que determine o coeficiente de pressão, satisfazer alguma restrição imposta pelo projeto nesse valor seria um resultado fortuito. Assim, é necessário realizar correções nos pontos de controle a fim de contemplar-se os valores iniciais impostos. Essas modificações são feitas nos

pontos de controle 2 e 6 de maneira iterativa até que as condições iniciais de projeto quanto à sustentação e momento de pitch sejam atingidas. A fim de manter-se gradientes de pressão moderados entre os pontos de controle 2 e 3 em cada superfície, um valor de coeficiente de pressão mínimo é estabelecido para o ponto 2 no extradorso. Uma outra imposição é que o coeficiente de pressão no ponto 6 na superfície superior deve ser inferior que o valor correspondente na superfície inferior. Devido a essas limitações, o problema passa a ter restrições em excesso e possivelmente teríamos problemas na convergência para os valores de projeto. Logo, como o coeficiente de sustentação é uma imposição de projeto, deve-se buscá-lo à custa do coeficiente de momento e de arrasto de onda.

Um exemplo da metodologia foi desenvolvido por Campbell (1992), onde as restrições de projeto são número de Mach $M=0.75$, um coeficiente de sustentação $C_l=0.6$, um coeficiente de arrasto de onda inferior a cinco drag counts, $C_{dw}<0.0005$, e um coeficiente de momento de pitch negativo e com módulo inferior a 0.15, $C_m>-0.15$. As restrições geométricas impostas são espessura adimensionalizada pela corda máxima $t/c=0.120$ e um raio no bordo de ataque de 1,6% da corda, $r_{le}=0.016c$. Os pontos de controle obtidos pelo método são apresentados na figura 4.2.

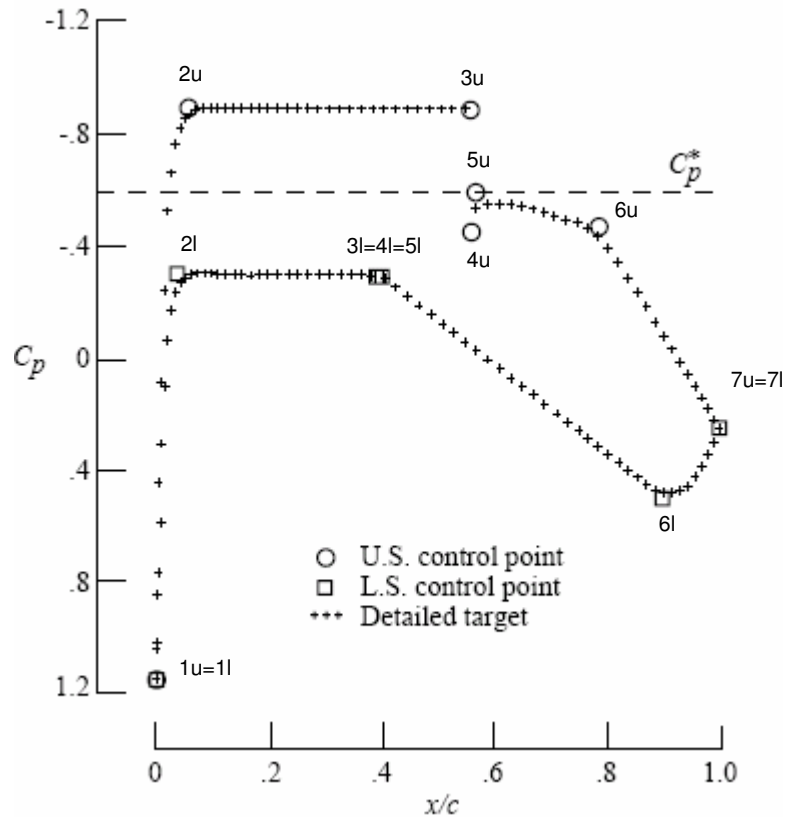


Figura 4.2: Pontos de Controle do exemplo com $M_\infty=0.75$ e $Cl=0.6$

A fim de refinarmos a metodologia, é necessário compreender a limitação do método de projeto inverso baseado no “MGM”, que se restringe a escoamentos governados pela pressão. Ainda, o método nunca foi utilizado para obter perfis que apresentem onda de choque devido a suas limitações. Assim, o ponto 4 e 5, situados após a presença do choque no extradorso, serão inicialmente substituídos por uma curva entre o ponto 3 e 6, de modo a manter o coeficiente de sustentação de projeto.

A fim de compreendermos melhor a sensibilidade do método de obtenção do C_p otimizado, estudamos a influência dos termos geométricos presentes nas equações do método de obtenção do C_p . A espessura do perfil aparece nas

equações de todos os pontos, exceto pelo ponto 1 e 4, que representam respectivamente o ponto de estagnação e o salto de pressão devido ao choque no escoamento. Sabe-se da literatura que um incremento na espessura ao longo da corda (t/c) causa um aumento na velocidade na superfície do perfil, aliado a uma redução no pico de sucção e no gradiente adverso de pressão no extradorso. Um exemplo do mérito da espessura pode ser visualizado na figura 4.3, onde se apresentam resultados para a série de perfis NACA de 4 dígitos.

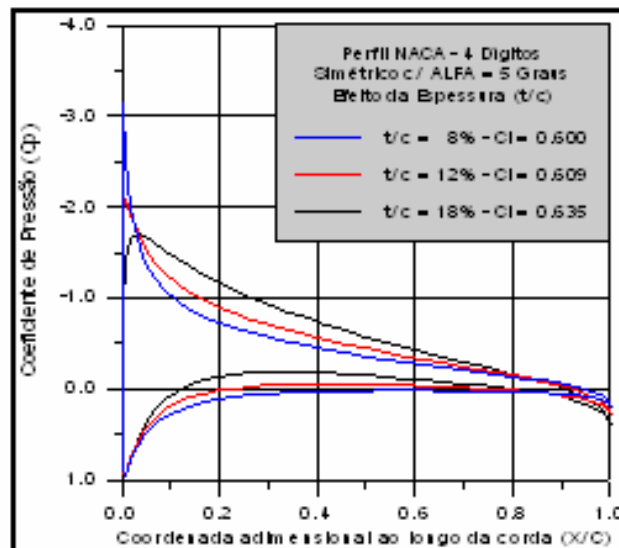


Figura 4.3: Efeito da espessura relativa no C_p

Ainda, incrementos no termo t/c tem como consequência aumento no C_{lmax} , sob penalização causada pelo aumento do coeficiente de arrasto, conforme figura 4.1. Essa modificação pode ainda diminuir o peso estrutural da asa.

Capítulo 5 – Testes

Nesta etapa de projeto pretende-se validar as novas ferramentas implantadas na rotina de projeto inverso. Assim como executar testes de aplicação de grande utilidade para a indústria aeronáutica, como, por exemplo, tentar eliminar uma onda de choque.

5.1 Testes de Validação

No primeiro teste parte-se de um perfil NACA 23012 com o objetivo de alcançar um perfil já conhecido, assim, o C_p target escolhido foi um RAE2822. Dessa forma, temos como avaliar o programa, uma vez que sabemos a geometria que ele deve recuperar. Podemos ver na figura 5.1 que o algoritmo está validado, já que recuperou corretamente o perfil desejado. Pode-se perceber também que o perfil apresenta uma concentração maior de pontos no bordo de ataque, ferramenta utilizada para evitar erros, quando se aplica um filtro para suavizar a linha de tendência dos pontos que formam o perfil.

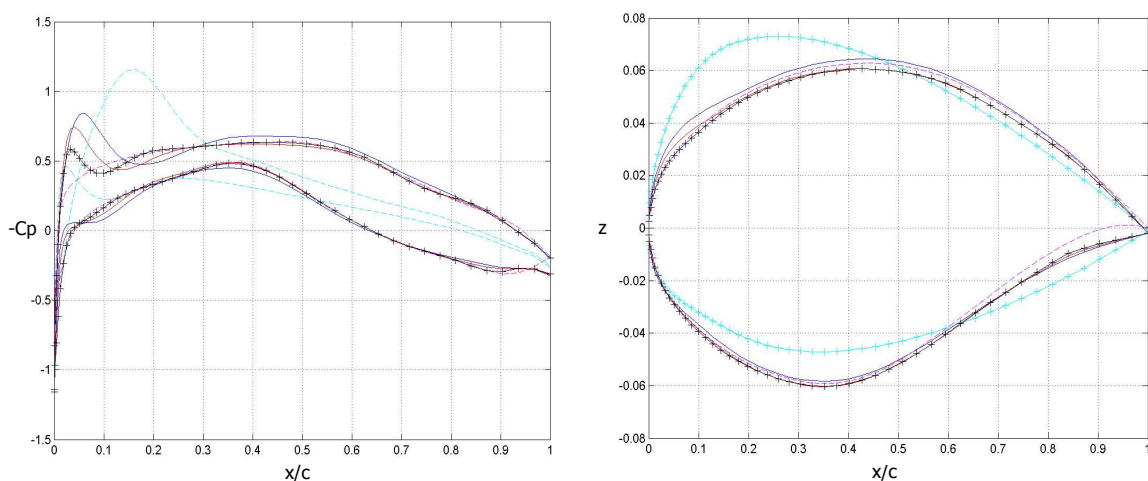


Figura 5.1: Validação das ferramenta de duplicação dos pontos do bordo de ataque. Legenda: Cyan+ - Inicial; Azul - 5° ciclo; Vermelho – 10° ciclo; Preto+ – 15° ciclo; Magenta – target.

O segundo teste tem a intenção de validar a ferramenta PLIM, que tem grande valor por permitir ao projetista escolher uma região específica do perfil que ele deseja que o MGM altere.

As condições de vôo são exatamente iguais ao primeiro teste realizado, no entanto dessa vez deseja-se que a região inferior não sofra alterações em sua geometria. Pela figura 5.2 pode-se ver que essa ferramenta está devidamente implementada, enquanto a superfície superior recuperou o perfil RAE2822, a parte inferior não sofreu mudanças, ou seja, manteve-se o perfil inicial NACA23012.

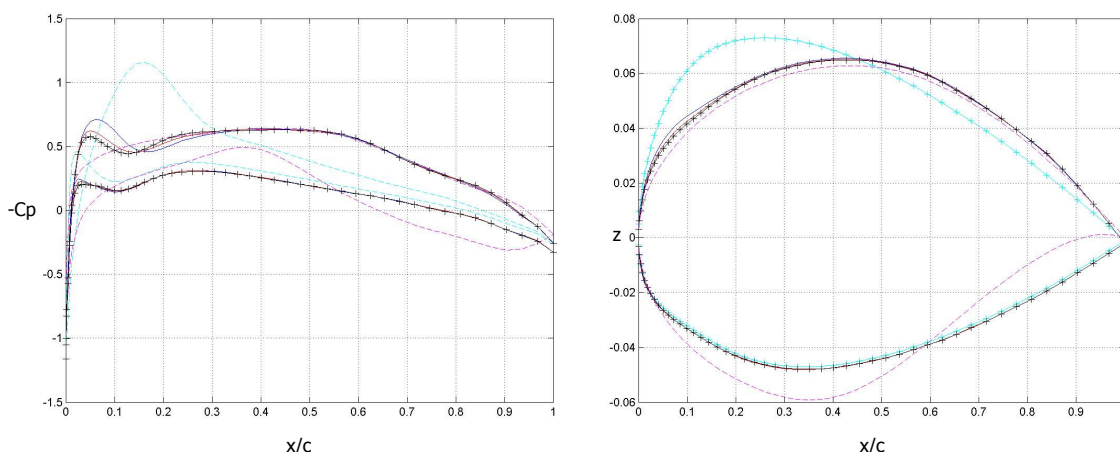


Figura 5.2: Aplicação da ferramenta PLIM. Legenda: Cyan+ - Inicial; Azul - 5º ciclo; Vermelho - 10º ciclo; Preto+ - 15º ciclo; Magenta - target.

Vale lembrar que o Algoritmo de Métrica Variável e o método multiponto foram previamente validados em projetos de Iniciação Científica, desenvolvidos pelos autores.

5.2 Testes de Aplicação

5.2.1 Teste de aplicação do projeto inverso multiponto

No presente teste parte-se de um perfil assimétrico, NACA23012. As distribuições de pressão objetivo são dos aerofólios RAE2822, um perfil assimétrico, em $M=0.7$ e NACA0012, um perfil simétrico, em $M=0.9$. O caso realizado apresenta fator de ponderação $w=0.5$. A convergência deste teste apresenta um custo computacional maior que os primeiros. Para esse caso são necessárias 30 iterações para obter-se a convergência.

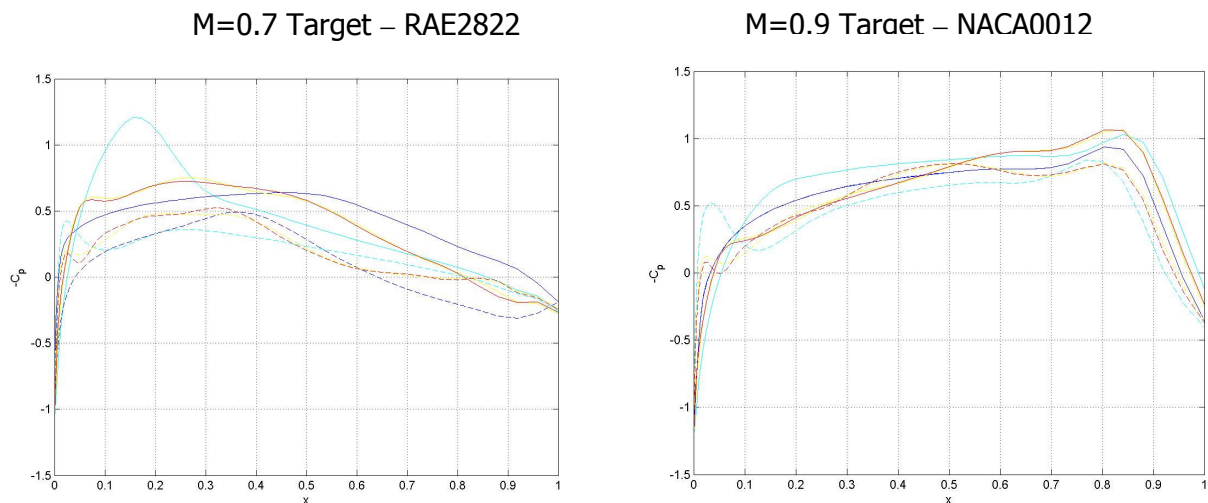


Figura 5.3: Resultados de projeto inverso multiponto com fator de ponderação $\omega=0.5$, partindo-se do perfil NACA 23012 para uma ponderação entre RAE 2822 e NACA 0012. Fig. esquerda, distribuições de C_{pa} . Fig. direita, distribuições de C_{pb} . Linhas contínuas: C_p das superfícies superiores; linhas tracejadas: C_p das superfícies inferiores. Cores: cyan: NACA 23012; magenta: Cpt: RAE 2822 à esquerda e NACA 0012 à direita; verde: resultado de 15 ciclos de projeto inverso; azul: resultado de 20 ciclos de projeto inverso; vermelho: resultado de 30 ciclos de projeto inverso.

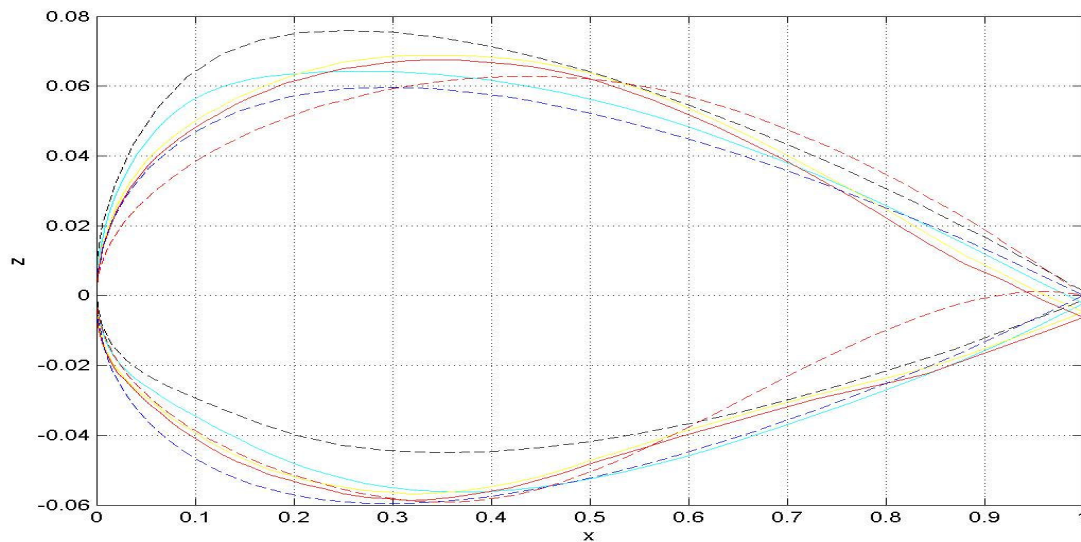


Figura 5.4: Resultados de projeto inverso multiponto com fator de ponderação $\omega=0.5$, partindo-se do perfil NACA 23012 para uma ponderação entre RAE 2822 e NACA 0012. Linhas tracejadas, geometrias: NACA 23012: preto; RAE 2822: vermelho; NACA0012: azul; Linhas contínuas: ciclos de projeto inverso: cian: resultado de 1 ciclo; verde: resultado de 15 ciclos; azul: resultado de 20 ciclos; vermelho: resultado de 30 ciclos.

Quanto às distribuições de pressão figura 5.3, verifica-se que o aerofólio resultante aproxima bem as distribuições de C_p objetivo para ambas as condições de vôo. Para o $C_{p_{ta}}$ a tendência do aerofólio é capturada na região central, embora no bordo de ataque e bordo de fuga haja uma separação de C_{p_a} . Quanto ao $C_{p_{tb}}$ parece haver uma boa aproximação, com exceção da região do bordo de ataque na superfície inferior. O perfil do resultado é assimétrico, e a distribuição de pressão apresenta um pico negativo para a superfície inferior no bordo de ataque, pois a superfície inferior do aerofólio obtido apresenta uma inclinação agressiva, herdada do perfil RAE2822.

Quanto à convergência, a proximidade do 20º e 30º ciclo mostra que esta foi obtida na base da variação da função objetivo.

5.2.2 Teste de aplicação: diminuição do arrasto de onda

Um dos grandes interesses de aplicação para a indústria, ao se projetar um perfil, é diminuir o arrasto, obtendo-se assim uma diminuição no consumo de combustível. Neste contexto realizamos um teste com o objetivo de eliminar o aparecimento de ondas de choque no extradorso de perfis sujeitos a escoamento transônico. Neste contexto realizamos um teste com o objetivo de eliminar o aparecimento de ondas de choque no extradorso de perfis sujeitos a escoamento transônico.

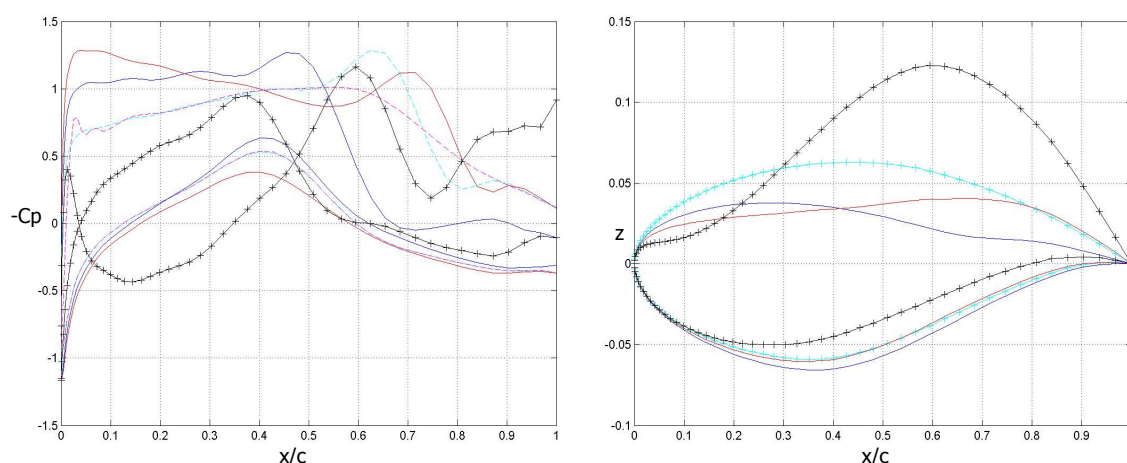


Figura 5.5: Tentativa de eliminar uma onda de choque, sem sucesso. Legenda: Cyan+ - Inicial; Azul - 5º ciclo; Vermelho - 10º ciclo; Preto+ - 15º ciclo; Magenta - target

A figura 5.5 mostra um teste no qual foi adotado como C_p target uma distribuição de pressão do perfil RAE2822, onde a onda de choque foi substituída manualmente por um trecho com recuperação de pressão moderada. No entanto o teste não obteve sucesso, pois verificou-se a presença de um trecho com separação da camada limite, próximo ao bordo de fuga do perfil.

Acreditamos que isso se deve ao fato de que o MGM é baseado na teoria de escoamento potencial compressível, logo não é suposto que esse método

consiga lidar com o fenômeno da separação. Entretanto sabe-se da literatura que o MGM pode ser usado com sucesso para remover ondas de choque, que é a intenção desse projeto.

Contudo, com a intenção de contornar esse problema, no projeto PICTA (VOLPE, 2006) o grupo de pesquisa do módulo de projeto inverso obteve bons resultados na convergência do teste de eliminação da onda de choque no extradorso (figura 5.6). Isso ocorreu, pois o solver utilizado - CFD++ - consegue captar o fenômeno de descolamento da camada limite após a ocorrência do choque.

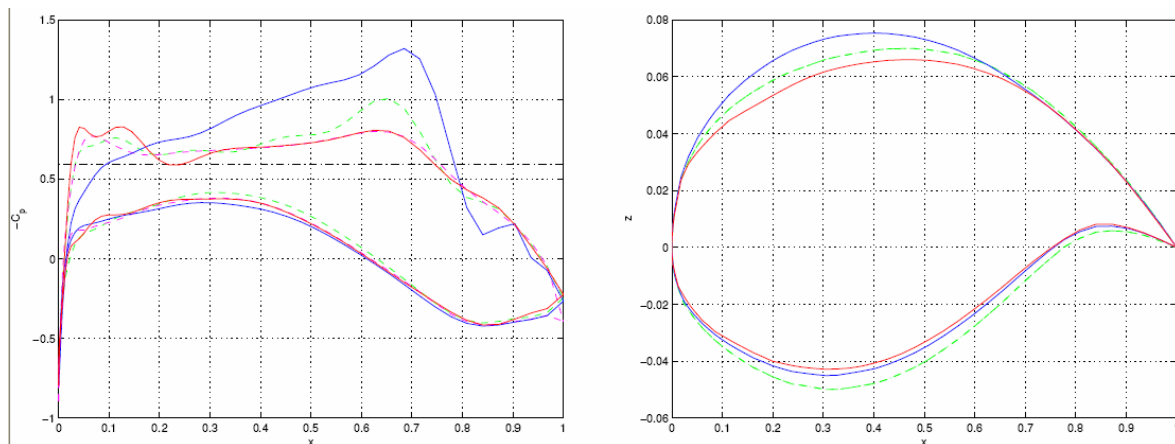


Figura 5.6: Eliminação de onda de choque utilizando um simulador de escoamento 3D. Legenda:
 Figura da esquerda distribuição de pressão, figura da direita geometria – C_p e perfil originais, verde;
 1º ciclo com fator de sub-relaxação igual a 1, azul; 13º ciclo com fator de sub-relaxação menor que 1, vermelho.

Capítulo 6 – Testes do Método de Determinação de Cp Empírico

Desenvolveu-se um algoritmo em Matlab, onde se utiliza as equações de parametrização para determinar o Cp discretizado, caracterizado pelos pontos alocados explicados no capítulo 4. O escoamento e os parâmetros geométricos são as variáveis independentes. Especificamente, deve-se entrar com valores de número de Mach de cruzeiro, coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto, que em casos com choque no extradorso é substituído pelo arrasto de onda, caracterizando o escoamento. Quanto à geometria, deve-se especificar a corda do perfil, a espessura máxima e o raio do bordo de ataque.

Quando não definidos, o raio do bordo de ataque pode ser aproximado inicialmente pela Eq.28, desenvolvida por Van Egmond (1990).

$$r_{le} = \frac{0.5}{a_3} \cdot (a_1)^2 \cdot (1 - M_\infty^2) \quad (28)$$

onde os coeficientes a_1 e a_3 são determinados empiricamente conforme a família de perfis a ser gerada. No entanto, como medidas genéricas, pode-se atribuir a a_1 um valor próximo de 0 e a_3 próximo de 1. Pretende-se estudar quais os melhores valores para esses coeficientes. Sendo assim teríamos uma variável referente a geometria que poderia ser eliminada ao estipular-se os parâmetros do Cp.

6.1 Testes de Validação do Método de Obtenção de C_p empírico

Com o objetivo de ilustrar a metodologia de obtenção de C_p empírico e validá-la, usou-se como base de comparação os resultados obtidos por Campbell (1992).

Primeiramente, desenvolveu-se um coeficiente de pressão objetivo para um aerofólio supercrítico em condição de vôo transônica. Os parâmetros do escoamento nesse caso são:

$$\begin{cases} M_{\infty} = 0.75 \\ Cl = 0.6 \\ Cdw \leq 0.005 \\ Cm \geq -0.15 \end{cases}$$

Por sua vez, para os parâmetros geométricos, adotamos para a espessura máxima do perfil, para o raio do bordo de ataque e para a corda os respectivos valores:

$$\begin{cases} t/c = 0.120 \\ r_{le} = 0.016 \cdot c \\ c = 1.0 \end{cases}$$

O valor do raio do bordo de ataque foi obtido da espessura máxima do perfil através da relação entre espessura e raio de bordo de ataque para a série de aerofólios NACA 4 dígitos.

A figura 4.2 representa os pontos de controle e a distribuição de pressão objetivo final obtidos para o caso de validação desenvolvido por Campbell (1992).

Por sua vez, a figura 6.1 representa o resultado inicial para o mesmo caso obtido pelo algoritmo desenvolvido para o projeto.

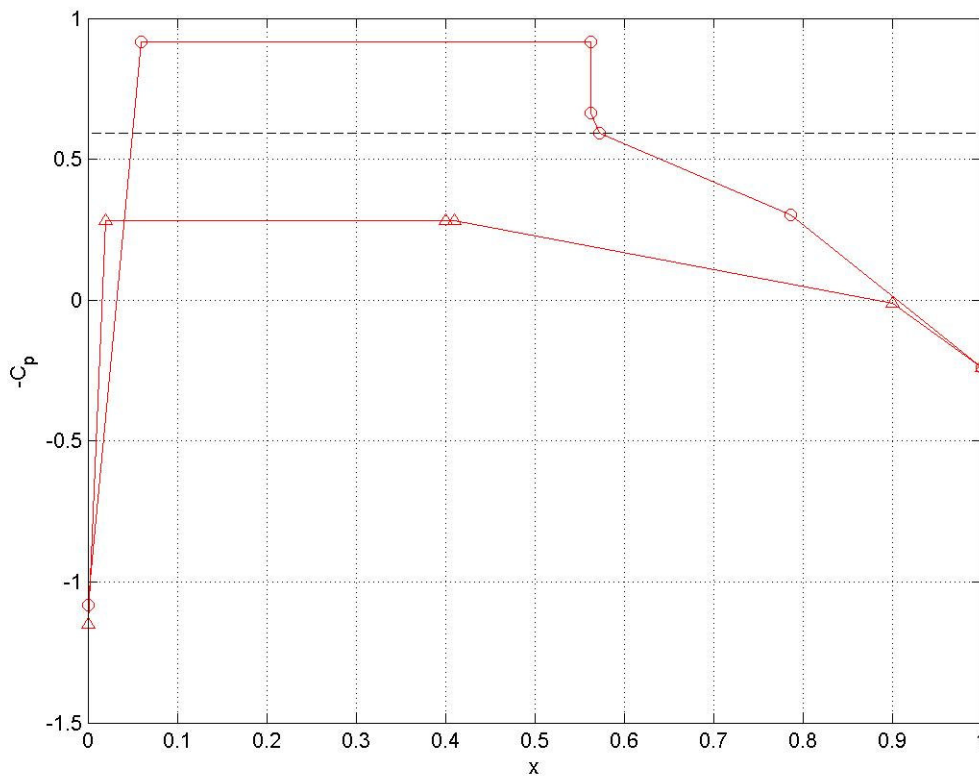


Figura 6.1: Pontos de controle obtidos pelo algoritmo desenvolvido no projeto

Pode-se visualizar claramente a distinção entre os pontos 6 na figura encontrada pelo método de determinação empírica de Campbell (1992), e os pontos encontrados através das equações utilizadas. Isso se deve ao fato do método ser iterativo, e como demonstra a literatura (RHO, 1997b; van EGMOND, 1990), o coeficiente de sustentação e de momento de pitch obtidos através da primeira aplicação das fórmulas não atinge os objetivos formulados inicialmente.

Após rodar 25 ciclos de projeto inverso, os coeficientes obtidos foram os seguintes: $c_l=0.3756$, $c_d=0.005$, $c_m=-0.1658$. Como era esperado, o valor do coeficiente de sustentação obtido com o primeiro coeficiente de pressão objetivo resultante da aplicação da metodologia foi inferior ao estipulado inicialmente. O

coeficiente de momento de pitch também divergiu do valor imposto. No entanto admite-se na literatura (van EGMOND, 1990) erros na convergência desse valor, em virtude da sensibilidade do momento à variações de C_l . Ainda, reforçando as expectativas, o coeficiente de arrasto obtido adequou-se à imposição para esse parâmetro. O perfil resultante para esse coeficiente de pressão objetivo encontra-se na figura 6.2.

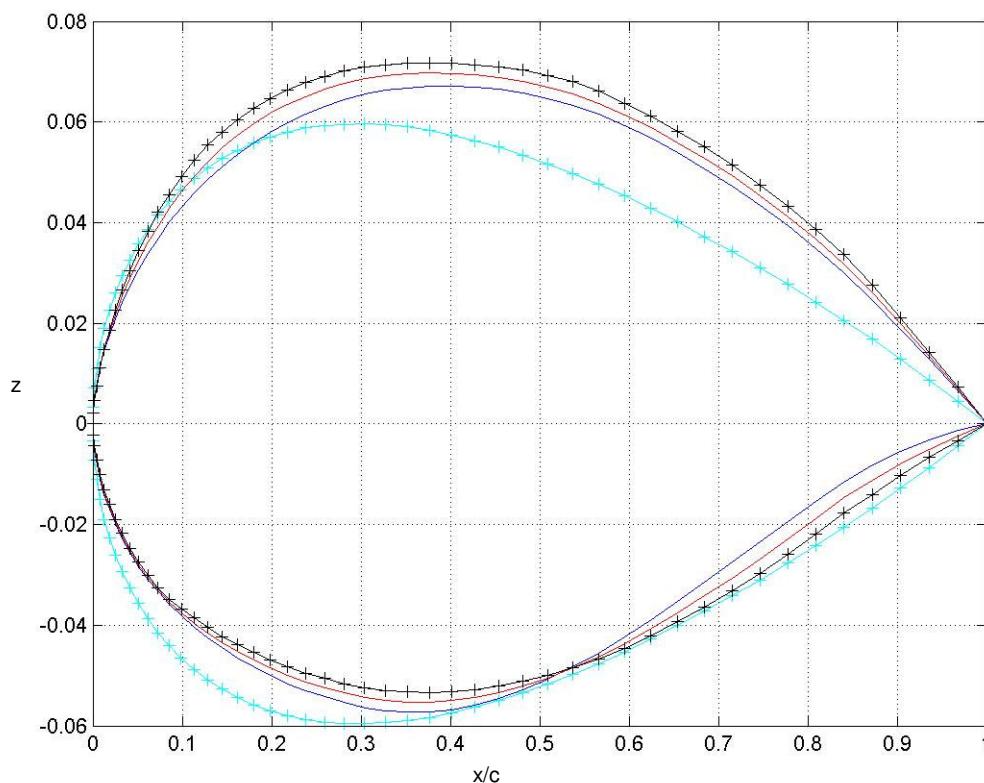


Figura 6.2: Perfil obtido através projeto inverso, partindo-se do C_p objetivo obtido inicialmente.
Legenda: Cyan+ – Inicial (NACA0012); Azul - 5º ciclo; Vermelho – 15º ciclo; Preto+ – 25º ciclo.

Portanto, para atingir-se a convergência para os primeiros parâmetros de escoamento (c_l e c_d) deve-se alterar os valores dos pontos 2 e 6 especificamente. No exemplo adotado, o ponto 2 não foi alterado, apenas o

ponto 6 de forma a obter um aumento no coeficiente de sustentação. Para isso, reduziu-se o valor da pressão para o sexto ponto no extradorso, e aumentou-se o valor do mesmo no intradorso.

Segundo Van Egmond (1990), o ponto 6 deve estar entre os valores: $-0.4 \leq c_{p6l} \leq c_{p7}$ e $c_{p7} \leq c_{p6u} \leq 0.4$. Onde c_{p6l} refere-se ao coeficiente de pressão do intradorso para o ponto 6, analogamente c_{p6u} refere-se ao mesmo ponto no extradorso, e c_{p7} ao ponto 7, que é igual para ambas superfícies do perfil.

Assim, após modificação do ponto 6, obtemos o seguinte coeficiente de pressão.

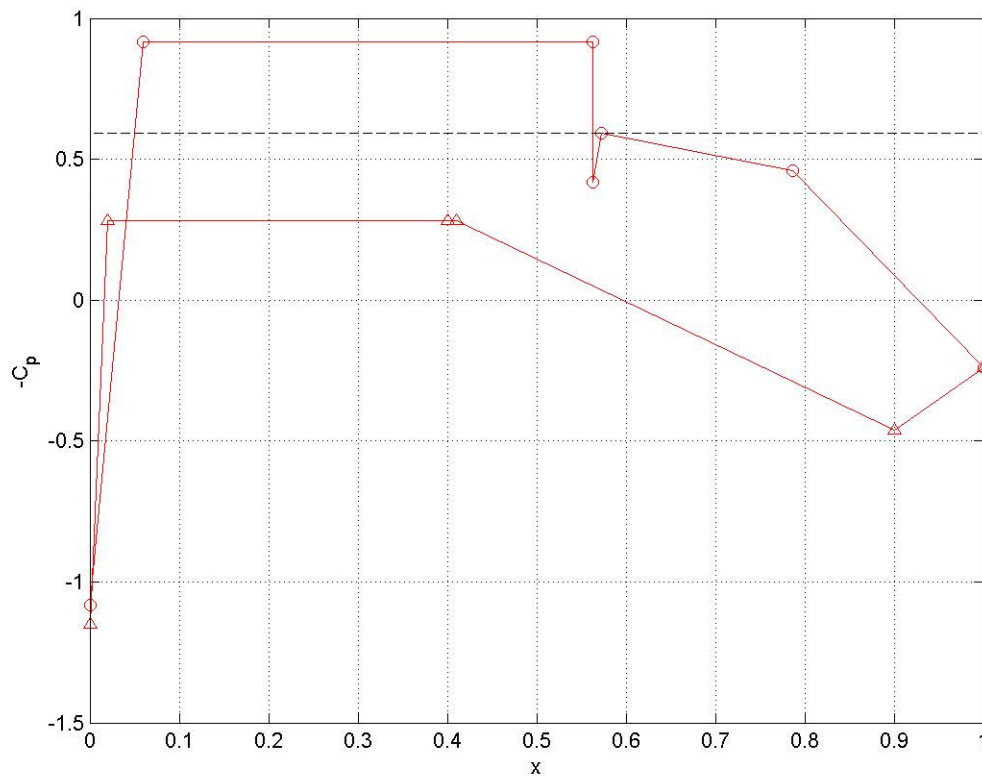


Figura 6.3: Distribuição de pressão obtida após a modificação do ponto 6.

Com o objetivo de preparar o coeficiente de pressão obtido para implementação em projeto inverso, utilizou-se o recurso de introdução de novos pontos intermediários, suavizando a curvatura obtida através de recursos numéricos já agregados à rotina de projeto inverso. Tal recurso é a ferramenta spline desenvolvida previamente no projeto PICTA - EMBRAER / FAPESP (VOLPE, 2004). A figura 6.4 mostra a comparação entre o C_p obtido após a mudança do sexto ponto e o C_p resultante após a ferramenta spline do projeto inverso.

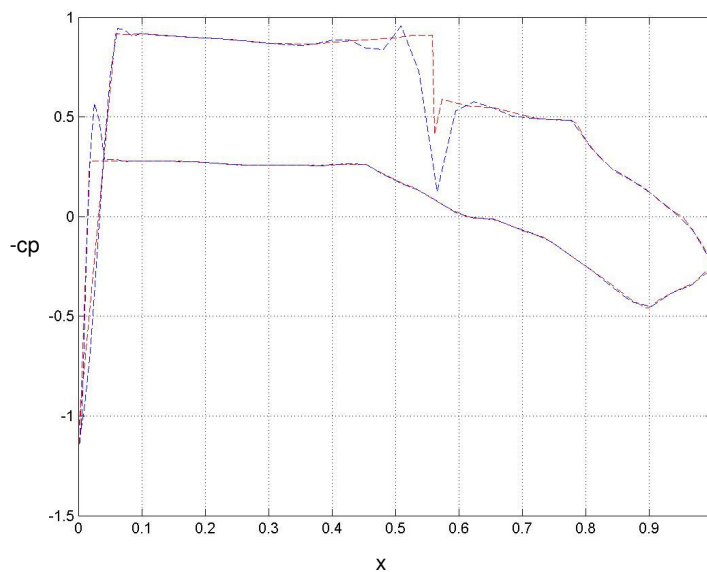


Figura 6.4: Coeficiente de Pressão obtido após alteração do ponto 6 e inclusão de pontos intermediários (vermelho). Coeficiente de pressão obtido após uso de spline (azul).

Embora necessário ao funcionamento do algoritmo, o spline pode apresentar problemas em regiões de alto gradiente, conforme reporta a literatura (VOLPE 2004). Neste caso em particular, o ajuste da curva na onda de choque e na região do bordo de ataque exibe tais problemas, na forma de oscilações indesejadas.

Essas oscilações podem distanciar o Cpt de sua forma original, em pontos localizados. Usualmente tais oscilações não são fisicamente realistas, apenas introduzem o “ruído” na evolução dos ciclos de projeto inverso. Como o loop busca a solução realizável mais próxima do Cpt, esse ruído normalmente é filtrado no processo. Portanto não se traduz em alterações geométricas significativas.

Entretanto é recomendável que o usuário esteja atento à possibilidade, embora remota, de que tais oscilações acumulem-se na distribuição de Cpt a ponto de interferir nos resultados do processo.

A figura 6.5 compara o perfil de Cp obtido por Campbell (1992) com o que obtivemos com nossa rotina Matlab®. Pode-se, portanto, concluir que o método apresenta resultados bastante satisfatórios se comparado à literatura (RHO et al., 1997b; van EGMOND, 1990) existente.

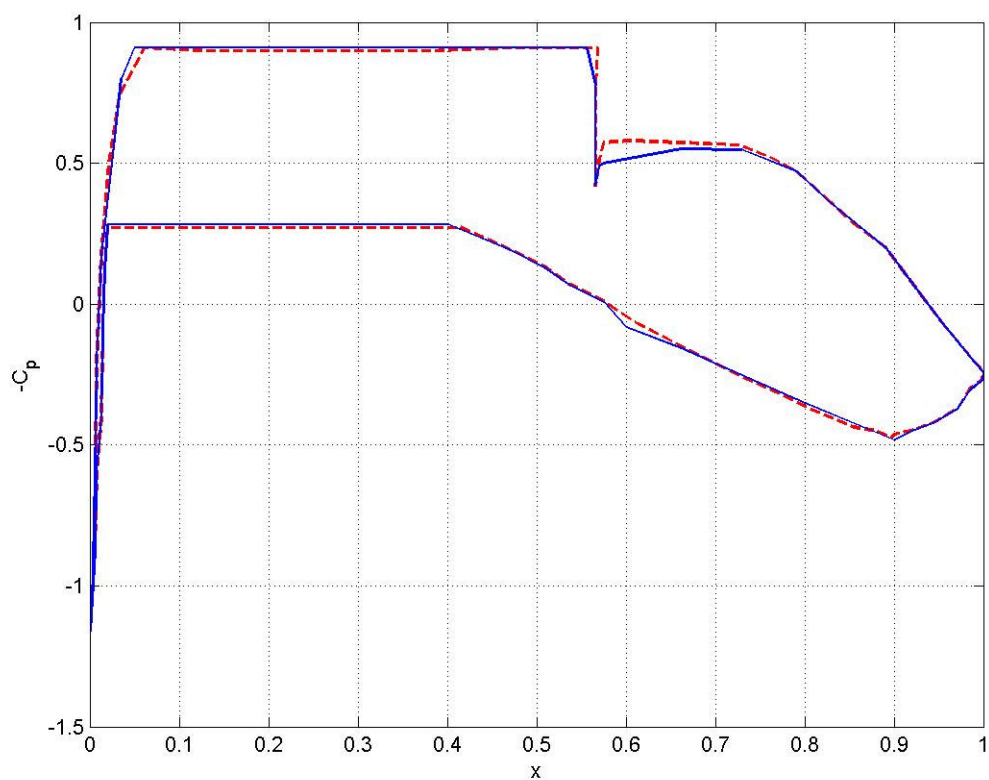


Figura 6.5: Distribuição de pressão obtida modificação do ponto 6. Azul: Distribuição de C_p obtida por Campbell; Vermelho: Distribuição de C_p obtida pelo algoritmo criado, após a modificação do ponto 6, para ajustar o c_l .

A fim de validar o método completo, rodaram-se 25 ciclos de projeto inverso até obtenção da convergência, resultando no seguinte perfil.

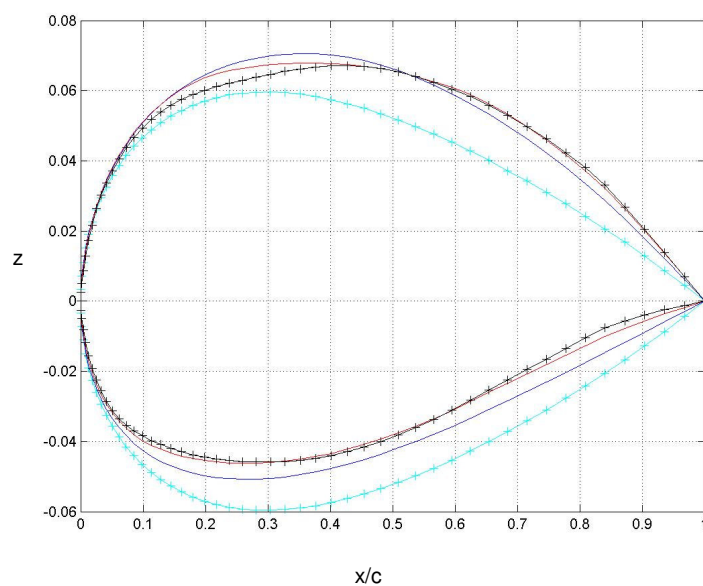


Figura 6.6: Perfil obtido após mudança feita no ponto de controle 6. Legenda: Cyan+ - Inicial; Azul - 5º ciclo; Vermelho – 15º ciclo; Preto+ – 25º ciclo;

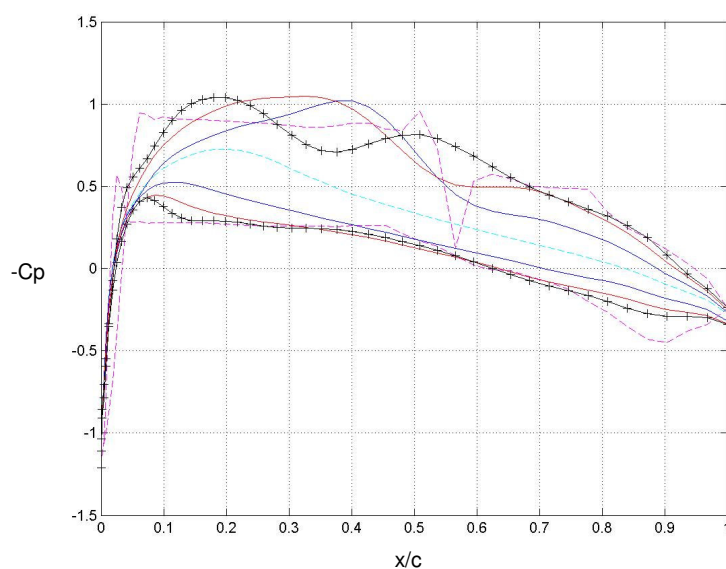


Figura 6.7: Cp obtido após mudança feita no ponto de controle 6. Legenda: Cyan - Inicial; Azul - 5º ciclo; Vermelho – 15º ciclo; Preto+ – 25º ciclo; Magenta – target

O método de projeto inverso utilizado pela equipe nesse projeto foi previamente validado e testado em projetos de Iniciação Científica (OLIVEIRA et al., 2005a, 2005b) e posterior projeto vinculado a EMBRAER (VOLPE et al., 2004). No entanto, visando uma validação completa do método de obtenção de

Cp integrado ao ciclo de projeto inverso, um teste de aplicação prático seria justamente comparar o perfil resultante do nosso método (figura 6.6) àquele obtido pelo método de projeto inverso DISC, apresentado na literatura, representado na figura 6.8.

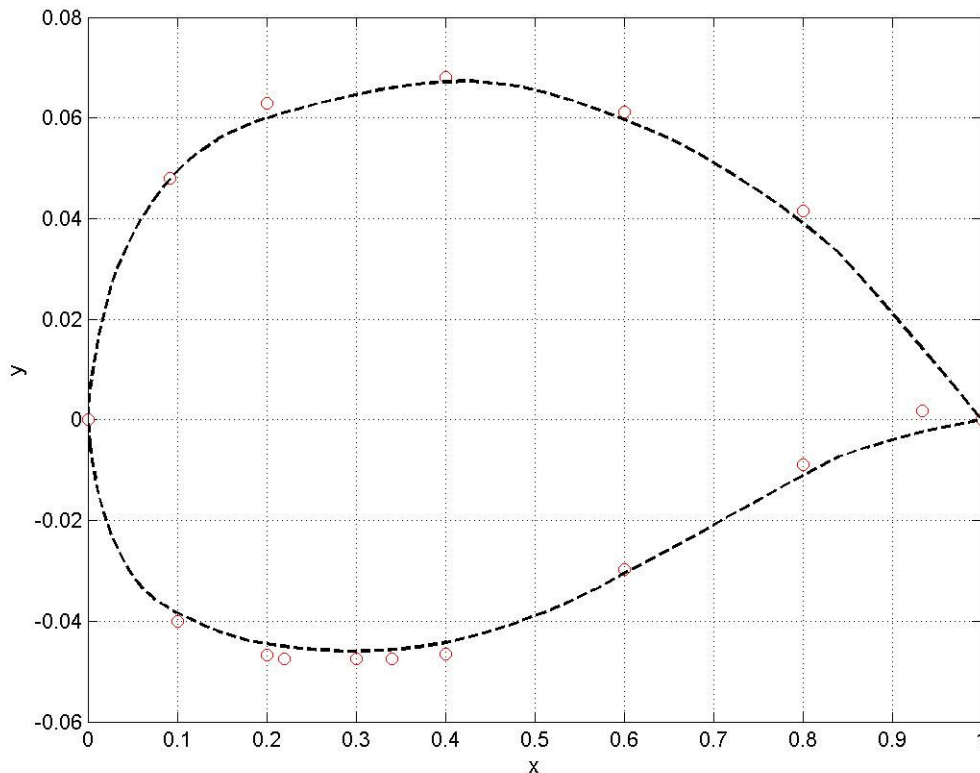


Figura 6.8: Comparação entre o resultado obtido pelo projeto inverso MGM e o DISC. MGM: linha tracejada preta; DISC: pontos em vermelho

Através da boa aproximação dos resultados obtidos pelo projeto inverso MGM e pelo DISC (CAMPBELL, 1992), mostrados na figura 6.8, pode-se concluir que o método implementado até o presente momento apresenta resultados bastante satisfatórios se comparado à literatura existente.

Ainda, com o intuito de comprovar a precisão do método, utilizaram-se dois perfis conhecidos pelo seu extenso uso, o perfil RAE2822, e o perfil NACA 23012. Adotou-se como regime de vôo para ambos os perfis $M=0.7$.

Nesse teste, deseja-se obter exatamente a sustentação e o arrasto de cada perfil. Além disso, os dados de entrada para o método foram as especificações geométricas dos perfis, espessura e raio do bordo de ataque. Em seguida, utilizou-se os resultados fornecidos pelo solver 2D (NS5) - que vem sendo usado como acoplamento ao MGM nos testes de projeto inverso - evitando qualquer divergência de valores em virtude de alterações nos algoritmos de resolução do escoamento adotados. Os dados utilizados são:

$$\begin{array}{l}
 \text{RAE 2822} \quad \left\{ \begin{array}{l} M_{\infty} = 0.7 \\ Cl = 0.3515 \\ Cdw \leq 0.0026 \\ Cm \geq -0.1903 \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} t/c = 0.120 \\ r_{le} = 0.013 \cdot c \\ c = 1.0 \end{array} \right. \\
 \\
 \text{NACA 23012} \quad \left\{ \begin{array}{l} M_{\infty} = 0.7 \\ Cl = 0.2270 \\ Cdw \leq 0.0044 \\ Cm \geq -0.0680 \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} t/c = 0.120 \\ r_{le} = 0.016 \cdot c \\ c = 1.0 \end{array} \right.
 \end{array}$$

As distribuições de coeficiente de pressão resultantes podem ser visualizadas, respectivamente para o perfil RAE 2822 e NACA 23012, nas figuras 6.9 e 6.10.

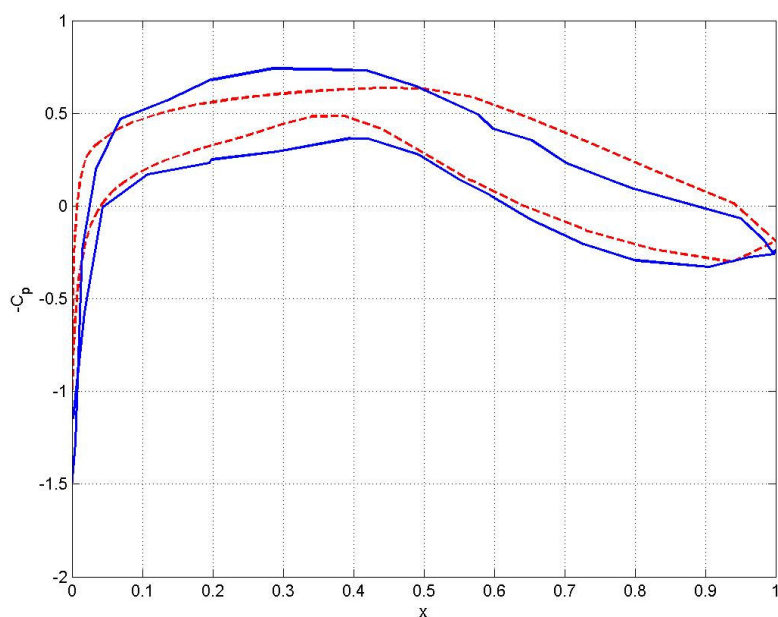


Figura 6.9: Comparação entre o C_p obtido pelo método de obtenção de C_p e o C_p real para o perfil RAE2822. C_p Real: Linha Vermelha Tracejada; C_p obtido pelo método: Linha Azul Contínua.

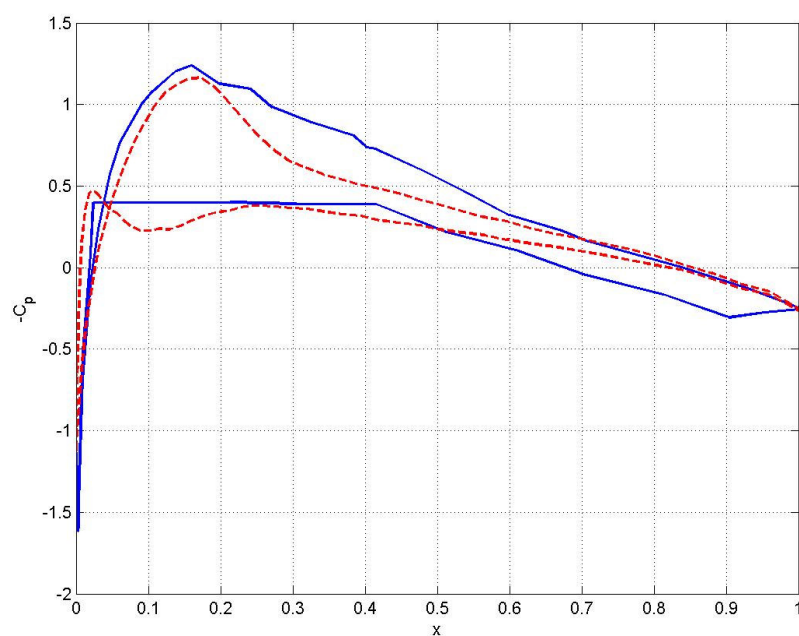


Figura 6.10: Comparação entre o C_p obtido pelo método de obtenção de C_p e o C_p real para o perfil NACA23012. C_p Real: Linha Vermelha Tracejada; C_p obtido pelo método: Linha Azul Contínua.

Embora a distribuição de pressão resultante capture as características mais importantes (figura 6.9 e figura 6.10), percebe-se clara necessidade de atuar nos pontos, 2 com o objetivo de eliminar a região de rooftop no perfil, e no ponto 6, forçando a convergência à sustentação e ao momento de pitch alocados inicialmente.

6.2 Testes de Aplicação do Método de Obtenção de C_p empírico

Um exemplo de teste de validação do método de C_p empírico foi desenvolvido a partir de parâmetros de escoamento e de restrições geométricas de limite de espessura máxima e raio de bordo de ataque que não constituem nenhum perfil conhecido. Para esse teste, adotou-se como entrada dados referentes a uma condição de vôo transônica. No entanto, nesse teste buscou-se otimizar os valores adotados por Campbell (1992) em seu primeiro teste de validação, assim, aumentou-se o coeficiente de sustentação em 0.1 e manteve-se o mesmo coeficiente de arrasto. Dessa maneira, os coeficientes impostos nesse teste são:

$$\begin{cases} M_{\infty} = 0.75 \\ Cl = 0.7 \\ Cdw \leq 0.005 \\ Cm \geq -0.09 \end{cases}$$

$$\begin{cases} t/c = 0.110 \\ r_{le} = 0.016 \cdot c \\ c = 1.0 \end{cases}$$

Vale acrescentar que nesse teste buscamos a distribuição de C_{pt} livre de choque segundo Campbell (1992), para efetivamente testarmos o MGM em sua região de validade.

Após a alteração dos pontos 2 e 6, obteve-se como resultado o seguinte coeficiente de pressão inicial visualizado na figura 6.11.

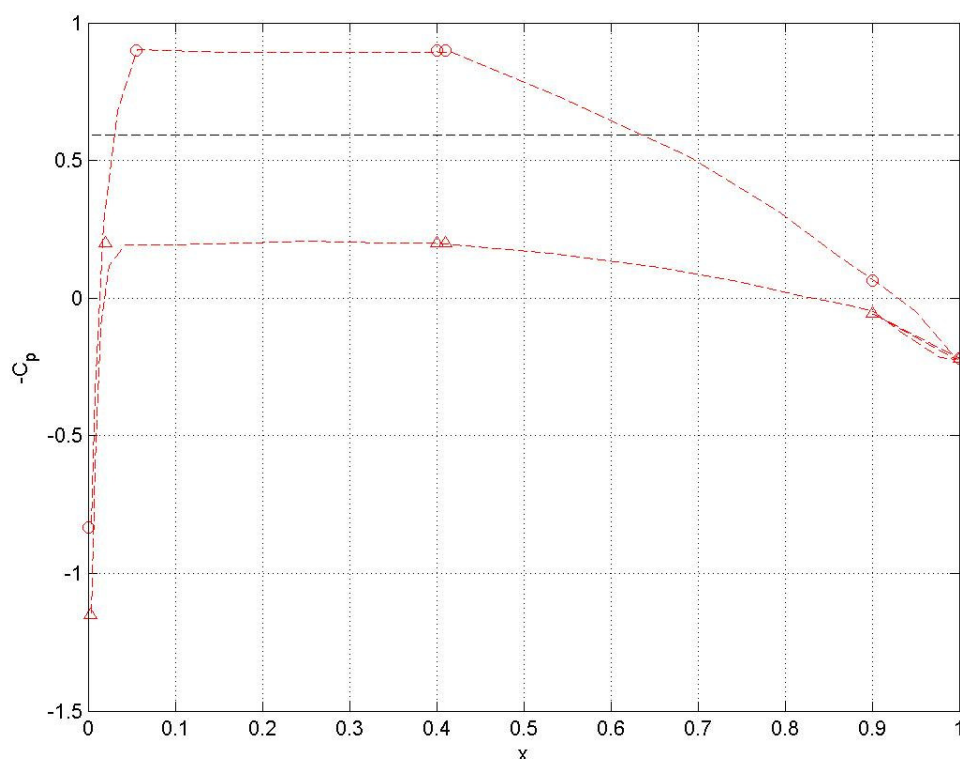


Figura 6.11: Coeficiente de pressão obtido para $C_l=0.75$, $C_d<0.005$, $C_m>-0.09$.

Após a utilização do spline, obtém-se um coeficiente de pressão mais suavizado (figura 6.12), que apresenta resultados mais satisfatórios, com o emprego do projeto inverso. Isto ocorre, pois o projeto inverso também possui o recurso de spline ao captar uma distribuição de pressão objetivo. Esta ferramenta pode inserir flutuações no coeficiente de pressão, resultando em um C_{pt} um pouco

diferente daquele que se estipulou, como se pode perceber na região do bordo de ataque, parte superior, o spline superestimou levemente o pico de sucção.

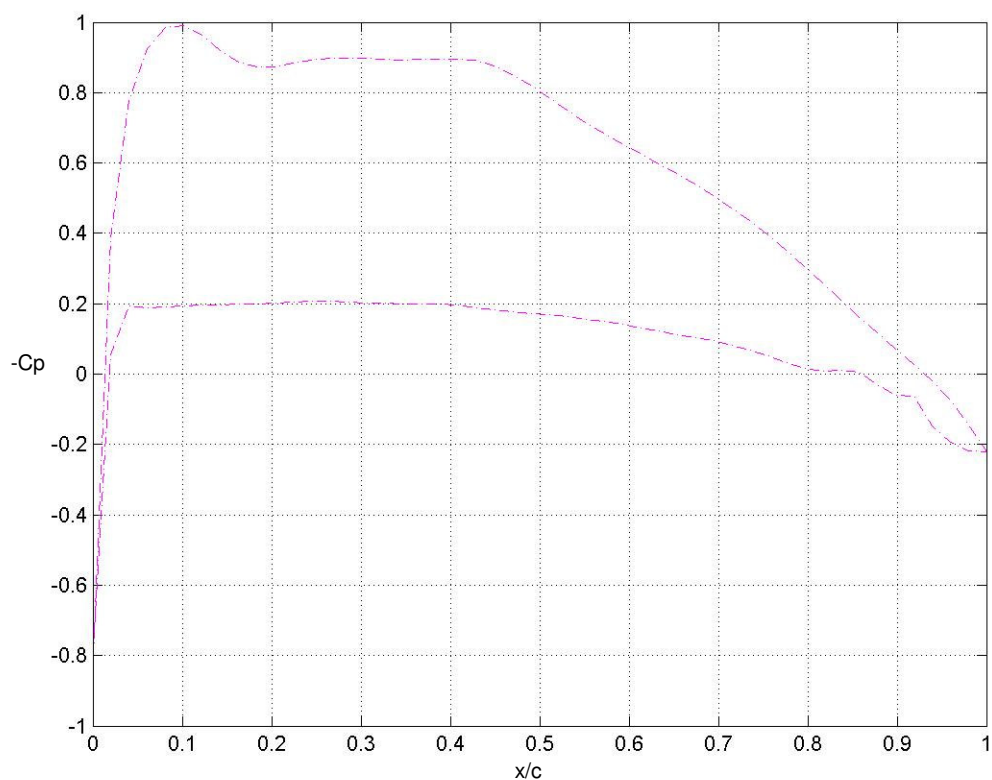


Figura 6.12: Coeficiente de pressão obtido após o spline para $C_l=0.75$, $C_d<0.005$, $C_m>-0.09$.

Após a aplicação do C_p objetivo no projeto inverso, obtém-se a seguinte convergência para o C_p (figura 6.13) e para o perfil (figura 6.14).

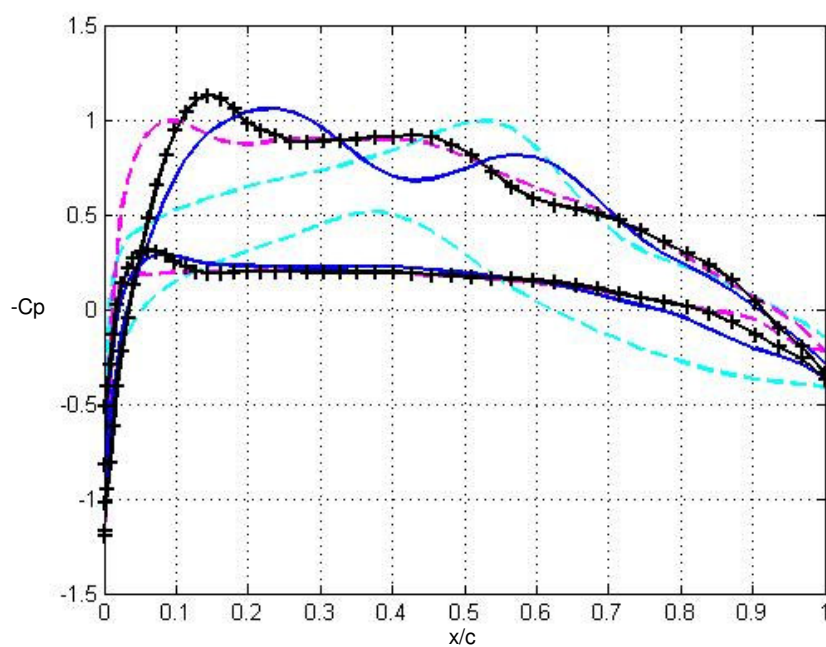


Figura 6.13: C_p obtido após 25 ciclos de projeto inverso. Legenda: Cyan - Inicial; Azul - 10º ciclo; Preto+ - 25º ciclo; Magenta - target

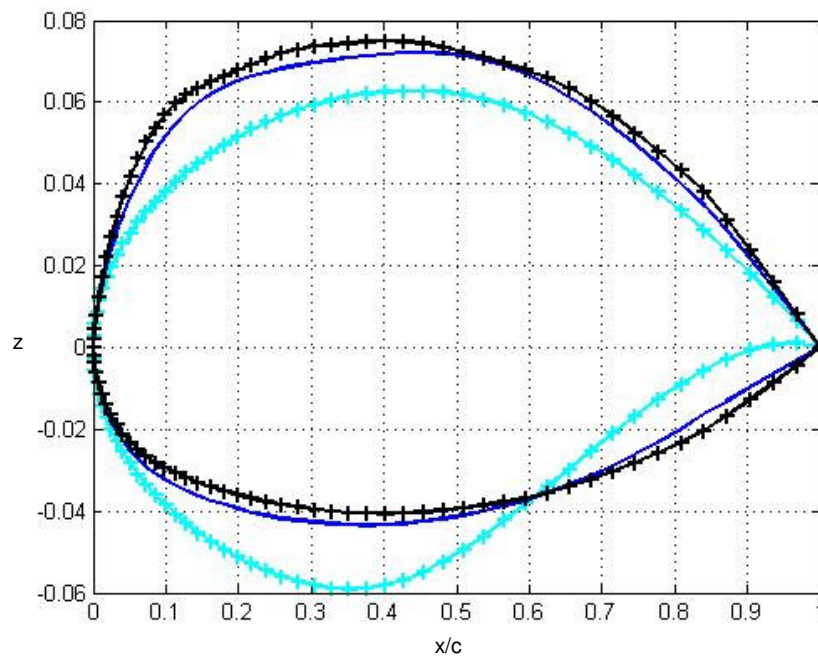


Figura 6.14: Perfil obtido após 25 ciclos de projeto inverso. Legenda: Cyan+ - Inicial; Azul - 10º ciclo; Preto+ - 25º ciclo.

Após a aplicação do projeto inverso, obteve-se uma boa convergência para os parâmetros estipulados inicialmente, que se encontram a seguir:

Inicial	Resultado obtido
$M_{\infty} = 0.75$	$M_{\infty} = 0.75$
$Cl = 0.7$	$Cl = 0.69$
$Cdw \leq 0.005$	$Cdw = 0.0072$
$Cm \geq -0.09$	$Cm = -0.19$

No entanto a convergência para a distribuição de C_p no bordo de ataque mostra uma grande diferença do C_p target. Esse problema pode ser a causa do coeficiente de arrasto encontrado ser maior que o estimado. Esse tipo de problema pode ser atacado de duas maneiras. Primeiramente, do ponto de vista do método de determinação de C_p , é possível modificar o ponto 2, de maneira a eliminar o pico de sucção no bordo de ataque no extradorso. Ainda, do ponto de vista do projeto inverso, pode-se aumentar o número de ciclos do projeto inverso, além de ser possível adotar-se um fator de sub-relaxação maior, acelerando a convergência. Entretanto, o tempo restrito destinado ao projeto, não permitiu que esse problema fosse atacado mais profundamente.

Capítulo 7 - Conclusão e considerações finais

Desenvolveu-se, com sucesso, uma metodologia de obtenção de distribuição de coeficiente de pressão otimizado, que acoplada a um método de projeto inverso, permite projetar perfis que respeitem uma determinada gama de parâmetros de escoamento impostos inicialmente.

No decorrer deste trabalho desenvolveu-se um algoritmo em Matlab, onde a partir da entrada dos dados referentes ao escoamento e geometria do aerofólio, através do uso das equações de discretização do C_p , obtém-se uma distribuição de C_p inicial. Esse algoritmo foi validado através de exemplos disponíveis na literatura.

No caso do projeto, os parâmetros adotados foram o coeficiente de sustentação, que se busca otimizar; o coeficiente de arrasto, que se busca minimizar; e o coeficiente de momento de pitch, que serve de parâmetro para os ajustes durante as iterações do método. Um inconveniente deste método é a necessidade de utilizar-se de parâmetros do perfil, no caso a espessura máxima e o raio do bordo de ataque do perfil.

O método consiste das seguintes etapas:

1. Definição dos parâmetros de escoamento: C_l , C_d e C_m .
2. Definição dos parâmetros geométricos dos perfis, sendo estes a espessura máxima e o raio do bordo de ataque. É necessário salientar que esses parâmetros influem fortemente no tipo de escoamento ao qual o perfil estará sujeito.

3. Uma vez obtido o coeficiente de pressão objetivo inicial (C_{pt}), empregar a ferramenta de projeto inverso para obter um perfil.
4. Após a primeira rodada do projeto inverso, utiliza-se de um solver para avaliar se os valores de escoamento impostos inicialmente foram atingidos. Frequentemente, o valor do coeficiente de sustentação encontra-se abaixo do esperado. Assim sendo, é necessário alterar a posição de dois pontos na parametrização do C_p , que são os pontos 2 e 6. A sensibilidade com que se deve atuar em cada ponto é função do momento de pitch e da sustentação encontrados.
5. Finalmente, após as alterações, roda-se novamente o projeto inverso buscando-se um novo perfil com o novo C_{pt} .
6. O ciclo se repete até a obtenção dos valores de sustentação e arrasto nas precisões desejadas.

Como seqüência às atividades desenvolvidas no decorrer deste projeto propõe-se o estudo aprofundado de uma metodologia de parametrização dos coeficientes de pressão que seja aplicável a uma gama genérica de perfis, sem que sejam necessárias atuações nos pontos de controle 2 e 6 para a obtenção da convergência nos parâmetros de sustentação e momento de pitch estabelecidos inicialmente.

Outra proposta do grupo é estudar uma parametrização que leve em conta aspectos 3D do escoamento sobre asas, no entanto, devido à

complexidade do tema, propõe-se que sejam estudados inicialmente perfis constituindo seções de uma asa, seguido de um estudo levando em conta a influência de outros elementos de aeronaves, tais como fuselagem, pilone e nacelle.

Bibliografia:

Anderson, J. D. Jr., “Modern Compressible Flow with Historical Perspective”, McGraw-Hill, New York, 1982

Anderson, J.D., Jr., “Introduction to Flight”, McGraw-Hill, New York, 1978

Axelsson, O. e Barker, V.A. “Finite Element Solution of Boundary Problems: Theory and Computation”, Computer Science and Applied Mathematics. Academic Press, Inc., Cambridge, MA, primeira edição, 1984.

Bartelheimer, W., “An improved integral equation method for the design of transonic airfoils and wings”, Published by the AIAA, Inc. with permission, 1995.

Campbell, R.L. “An Approach to Constrained Aerodynamic Design With Application to Airfoil”, NASA TP-3260, September, 1992.

Kermode, A. C., “Mechanics of Flight”, Longman, England, 1972

Kuethe, A.M., Chow, C.Y., “Foundations of Aerodynamics: Bases of Aerodynamic Design”, John Wiley and Sons, New York,

N.Hirose, S.T. e Kawai, N. “Transonic airfoil design procedure utilizing a Navier-Stokes analysis code”, AIAA Journal, 25(3):353-359, March 1987.

Oliveira G.L, Santos L. C. C, Souza A.H, Volpe E.V. “A hybrid inverse aerodynamic design using a variable metric optimization algorithm.” Proceedings of the 18th International Congress of Mechanical Engineering. Associação Brasileira de Ciências Mecânicas , ABCM, Novembro de 2005a. COBEM.

Oliveira G.L, Santos L. C. C, Freitas Jr. V.M., Volpe E.V., “Multi-point algorithm for inverse aerodynamic design.” Proceedings of the 18th International Congress of Mechanical Engineering. Associação Brasileira de Ciências Mecânicas , ABCM, Novembro de 2005b. COBEM.

Rho, O.H, Kim, H.J, C.K. “Multipoint inverse design method for transonic wings”, Journal of Aircraft, 36(6):941-947, November-December 1999.

Rho, O.H, Kim, H.J, C.K. “Dual-point design of transonic airfoils using the hybrid inverse optimization methods”, Journal of Aircraft, 34(5):612-618, September-October 1997a.

Rho, O.H, Kim, H.J, C.K. “Aerodynamic Design of Transonic Wing Using the Target Pressure Optimization Approach”, AIAA-98-0599, 1997b.

Santos, L. C.C. “A Hybrid Inverse Optimization Method for Aerodynamic Design of Lifting Surfaces”, Tese de Doutorado, Georgia Institute of Technology, 1993.

Sears, W., “General Theory of High Speed Aerodynamics”, Princeton University Press, New Jersey, 1954

Shapiro, A., “The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow”, The Ronald Press Company, New York, 1952

van Egmond, J.A. “Numerical Optimization of Target Pressure Distributions for Subsonic and Transonic Airfoil Design”, Computational Methods for Aerodynamic Design (Inverse) and Optimization, AGARD CP No. 463, Ref. 17, March 1990.

Vanderplaats, G.N. “Numerical Optimization Techniques for Engineering Design: With Applications”, Series in Mechanical Engineering. McGraw-Hill, N.Y., primeira edição, 1984.

Volpe E.V. A3 – Inverse Aerodynamic Design Applications . Technical Report, EMBRAER – FAPESP – EPUSP, SP, April 2006.. Research Project: Advanced Applications of Computational Fluid Dynamics to High Performance Aircraft

Volpe E.V. A11 – Inverse Aerodynamic Design Module . Technical Report, EMBRAER – FAPESP – EPUSP, SP, August 2004. Research Project: Advanced Applications of Computational Fluid Dynamics to High Performance Aircraft