



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Desempenho do perfil SG 6042 modificado com flape *morphing* do tipo *Rotating Rib* e com o flape *simplex*

Joaquim Guilherme Simões de Jesus Rocha

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(2º ciclo de estudos)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Gamboa

Covilhã, Junho de 2012

Folha em branco

“A person who never made a mistake, never tried anything new.”

Albert Einstein

Folha em branco

Agradecimentos

Em primeiro lugar, gostava de agradecer aos meus pais. Sem eles eu não estaria aqui hoje, não seria quem sou, e não saberia como lutar pelos meus objetivos e interesses. A eles, um muito obrigado por me suportarem a todos os níveis durante estes últimos 24 anos. Que mais tarde eu lhes possa retribuir o esforço graças à formação que me proporcionaram.

Em segundo lugar, deixo o meu apreço para com o professor doutor Pedro Gamboa, por todo o conhecimento transmitido no decorrer dos trabalhos e pela oportunidade de trabalhar num tema tão inovador.

Quero também deixar o meu reconhecimento à minha namorada, Carla Ascensão, por todos os momentos bons e maus, por toda a ajuda e por todo o apoio que ela me deu nestes últimos anos.

Aos meus amigos e colegas, agradeço todos os momentos de animação, brincadeira e companheirismo. Sem eles muitas vezes o sucesso seria impossível, e toda a força que demos uns aos outros levou-nos a estar hoje onde estamos.

Por último, gostava de agradecer a todas as pessoas que me influenciaram ao longo da minha vida, a todas as que me ensinaram a viver, e, em especial, a todas as professoras e professores que me transmitiram todo o conhecimento que sei hoje.

A todos vós um muitíssimo OBRIGADO.

Folha em branco

Resumo

Esta dissertação de mestrado descreve todo o trabalho levado a cabo para comparar numericamente o desempenho aerodinâmico de um perfil com flape simples e com flape *morphing* do tipo *Rotating Rib*. Tendo por base trabalhos já efetuados anteriormente, o objetivo principal desta tese é validar resultados experimentais obtidos em túnel de vento. Foram utilizadas ferramentas computacionais de desenho (CAD), para modelar a geometria dos perfis das asas com base nas já construídas, ferramentas de Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD), através de cálculo numérico, e ferramentas de pós-processamento para análise de dados. Para melhor definir o modelo a usar foi feita também uma comparação entre os vários modelos, disponíveis nas ferramentas, com dados experimentais validados anteriormente e revalidados noutros estudos. O modelo de turbulência utilizado foi o *k-ε Realizable* com *Standard Wall Functions*, uma vez que foi o que se revelou mais próximo dos dados experimentais. Foi feita portanto uma análise bidimensional, com escoamento uniforme e uma solução baseada na pressão com uma formulação absoluta da velocidade. A malha criada é do tipo C com uma zona central tipo O de elevada resolução para melhor definição da camada limite. Os resultados apresentam melhorias significativas por parte do perfil *morphing*, ao nível dos coeficientes de sustentação e arrasto, o que pode levar ao melhoramento do desempenho da aeronave.

Palavras-chave

Flape; *Morphing*; Perfil; Validação; Bidimensional; *k-ε Realizable*; Dinâmica de Fluidos Computacional; CFD; UAV

Folha em branco

Abstract

This master's dissertation describes all the work carried out to numerically compare the aerodynamic performance of a regular flapped airfoil to a morphing flapped airfoil of the Rotating Rib style. Based on works previously done, the main purpose of this thesis is to validate experimental results retrieved in wind tunnel. Computational Assisted Design tools (CAD), to model the geometry of the wings' profiles based on the ones already built, Computational Fluid Dynamics tools (CFD), through numerical calculation, and post-processing tools, for data analyses, were used. To better define which model to use a comparison between the many available models in the tools with experimental data previously validated and revalidated in other studies. The turbulence model used was the $k-\varepsilon$ Realizable with Standard Wall Functions, as it revealed itself as the closest to the experimental data. So a two-dimensional analysis was made, with a steady-state flow and a pressure-based solver with an absolute velocity formulation. The mesh created is a type C with an O type central zone of high resolution for a better definition of the boundary layer. The results show significant improvements concerning the morphing wing, regarding the lift and drag coefficients, which may lead to the improvement of the aircraft performance.

Keywords

Flap; Morphing; Airfoil; Validation; Bidimensional; $k-\varepsilon$; Realizable; Computacional Fluid Dynamics; CFD; UAV

Folha em branco

Índice

Agradecimentos	v
Resumo	vii
Palavras-chave	vii
<i>Abstract</i>	ix
<i>Keywords</i>	ix
Lista de Figuras	xiii
Lista de Tabelas.....	xv
Lista de Acrónimos	xv
1. Introdução.....	1
1.1. Motivação.....	1
1.2. Objetivos e Metodologia.....	2
1.3. Estrutura da Dissertação	3
2. Revisão Bibliográfica.....	5
2.1. Conceitos <i>morphing</i> aplicados a perfis.....	5
2.1.1. Redimensionamento da corda da asa	5
2.1.2. Alteração da curvatura do perfil	6
2.1.3. Alteração da geometria do perfil.....	8
2.2. Análise aerodinâmica de perfis.....	9
3. Modelo numérico	13
3.1. Modelo $k-\varepsilon$	13
3.1.1. Modelo Standard	14
3.1.2. Modelo <i>Realizable</i>	15
4. Preparação dos casos de estudo	19
4.1. Estudo e definição da malha.....	19
4.2. Seleção do modelo de turbulência.....	24
4.3. Obtenção das coordenadas da asa construída	27
4.4. Desenhos dos flapes.....	29
4.4.1. Flape <i>Morphing</i>	29
4.4.2. Flape Simple.....	31
4.1. Análise em XFLR5.....	31
5. Resultados.....	33
5.1. Análise teórica.....	33
5.1.1. Comparação de modelos.....	33
5.1.2. <i>Perfil com Flape Morphing</i> vs. Flape Simple	35
5.1.3. Influência da velocidade.....	36
5.2. Análise do perfil da asa construída	37
5.2.1. Dados experimentais vs. Dados numéricos.....	37
5.2.2. Perfil <i>morphing</i> vs. Perfil da asa construída.....	38
6. Conclusões	41
6.1. Análise teórica.....	41
6.2. Análise do perfil da asa construída	42
6.3. Trabalhos futuros.....	43
7. Referências.....	45
8. Anexos	47

Folha em branco

Lista de Figuras

Figura 1 - Organigrama das categorias de configurações de asas <i>morphing</i> [3]	5	
Figura 2 - Alteração da geometria do perfil[3]	8	
Figura 3 - Comparação entre perfis	13	
Figura 4 - Análise dos modelos mais próximos dos resultados experimentais	14	
Figura 5 - Esquema da fronteira limite utilizada com base em [23]	19	
Figura 6 - Divisões em blocos do volume de controlo: (I) Fronteira limite e blocos maiores; (II) Pormenor da zona de transição e blocos do perfil; (III) Pormenor dos blocos na fenda do flape	20	
Figura 7 - Linha média e pontos projetados nas superfícies do perfil	20	
Figura 8 - Identificação das arestas dos blocos. (1) Esquema geral; (1.a) Zona de transição; (1.a1) Perfil <i>morphing</i> ; (1.a1.1) Pormenor do bordo de fuga; (1.a2) Asa normal e fenda do flape; (1.a2.1/2) Pormenores superior e inferior das aberturas da fenda do flape	21	
Figura 9 - Aspeto geral da malha do volume de controlo utilizado	23	
Figura 10 - Pormenor da fenda do flape do perfil simples	23	
Figura 11 - Pormenor da zona de alta resolução no bordo de ataque do perfil <i>morphing</i>	23	
Figura 12 - Pormenor da zona de alta resolução no bordo de fuga do perfil <i>morphing</i>	24	
Figura 13 - Pormenor do bordo de fuga	Figura 14 - Aspeto geral da zona de transição no perfil <i>morphing</i>	24
Figura 15 - Obtenção do perfil da asa com fio de estanho. (cima) primeira tentativa; (baixo) segunda tentativa	27	
Figura 16 - Esquema da montagem de medição da asa construída. A) Comparador para medições em X e respetivo apoio. B) Comparador para medições em Y e respetivo apoio. C) Guia lateral. D) Suporte para medições do extradorso. E) Suporte para medições do intradorso. F) Apoios para a deformação do flape. G) Asa <i>morphing</i> com deflexão do flape de 30°	28	
Figura 17 - Pormenor da ponta do comparador Y	28	
Figura 18 - Comparação do perfil teórico com o perfil construído sem deflexão	29	
Figura 19 - Comparação do perfil teórico com o perfil construído com deflexão de 20°	29	
Figura 20 - Passos do processo de desenho do flape <i>morphing</i> : (A) Corte da casca e posicionamento do eixo; (B) Aplicação da deflexão do flape por rotação; (C) Aplicação das <i>splines</i> nos cortes com tangencia às cascas	30	
Figura 21 - Passos do processo de desenho do flape normal: (A) Corte da casca e posicionamento do eixo; (B) Aplicação do <i>offset</i> da casca até à longarina no extradorso; (C) Aplicação do <i>offset</i> da casca até à longarina no intradorso; (D) Aplicação da rotação aos elementos do flape	32	
Figura 22 - Comparação entre o modelo k-ε e o XFOIL (XF), a 15m/s	34	
Figura 23 - Comparação do perfil com flape <i>Morphing</i> (M) com o perfil com flape simples (N) a 15m/s	35	
Figura 24 - Influencia da velocidade para o flape <i>morphing</i> e o flape simples com deflexão de -10°	36	

Figura 25 - Comparação dos dados do perfil da asa construída (C), modelada numericamente, com os dados experimentais (E) de Pereira <i>et. al.</i> [2], a 15m/s	37
Figura 26 - Comparação dos dados numéricos do perfil da asa construída (C) com os dados do perfil <i>morphing</i> (M), a 15m/s.....	39
Figura 27 - Análise dos modelos <i>Spallart-Allmaras</i> (S-A) e comparação com XFOIL.....	47
Figura 28 - Análise dos modelos <i>k-ε Standard</i> (K-E STD) e comparação com XFOIL.....	47
Figura 29 - Análise dos modelos <i>k-ε RNG</i> (K-E RNG) e comparação com XFOIL	48
Figura 30 - Análise dos modelos <i>k-ε Realizable</i> (K-E RZB) e comparação com XFOIL.....	48
Figura 31 - Análise dos modelos <i>k-ω</i> (K-W) e comparação com XFOIL	49
Figura 32 - Comparação do perfil teórico com o perfil construído com deflexão de -10°	49
Figura 33 - Comparação do perfil teórico com o perfil construído com deflexão de 10°	49
Figura 34 - Comparação do perfil teórico com o perfil construído com deflexão de 30°	49
Figura 35 - Comparação entre o modelo <i>k-ε Realizable</i> e o XFOIL, a 20m/s..	50
Figura 36 - Comparação entre o modelo <i>k-ε Realizable</i> e o XFOIL, a 25m/s..	50
Figura 37 - Comparação da Asa de flape <i>Morphing</i> (M) com a Asa de flape Normal (N) a 20m/s.....	51
Figura 38 - Comparação da Asa de flape <i>Morphing</i> (M) com a Asa de flape Normal (N) a 25m/s.....	51
Figura 39 - Influência da velocidade para asa <i>morphing</i> e normal com deflexão de 0°	52
Figura 40 - Influência da velocidade para asa <i>morphing</i> e normal com deflexão de 10°	52
Figura 41 - Influência da velocidade para asa <i>morphing</i> e normal com deflexão de 20°	53
Figura 42 - Influência da velocidade para asa <i>morphing</i> e normal com deflexão de 30°	53
Figura 43 - Comparação dos dados da asa Construída (C), modelada numericamente, com os dados Experimentais (E) de Pereira <i>et. al.</i> [2], a 20m/s	54
Figura 44 - Comparação dos dados da asa Construída (C), modelada numericamente, com os dados Experimentais (E) de Pereira <i>et. al.</i> [2], a 25m/s	54
Figura 45 - Comparação dos dados numéricos do perfil da asa construída (C) com os dados do perfil <i>morphing</i> (M), a 20m/s.....	55
Figura 46 - Comparação dos dados numéricos do perfil da asa construída (C) com os dados do perfil <i>morphing</i> (M), a 25m/s.....	55

Lista de Tabelas

Tabela 1 - Apresentação das condições aplicadas nas arestas para a formulação das malhas. Valores entre parêntesis retos são consequência de outras condições pré-estabelecidas.....	22
Tabela 2 - Modelos existentes no Fluent utilizados para selecionar o mais adequado	25
Tabela 3 - Dados da condição de fronteira de entrada para os vários casos...	26
Tabela 4 - Coordenadas dos cortes das cascas e posição do eixo do flape.....	30

Lista de Acrónimos

UBI	Universidade da Beira Interior
CAD	“Computational Assisted Design”: Desenho Assistido por Computador
CFD	“Computational Fluid Dynamics”: Dinâmica dos Flúidos Computacional
UAV	“Unmanned Air Vehicle”: Veículo Aéreo não Tripulado
Cl	“Lift Coefficient”: Coeficiente de Sustentação
Cd	“Drag Coefficient”: Coeficiente de Arrasto
DMF	“Dynamic Modulus Foam”: Espuma com Módulo Dinâmico
SMP	“Shape Memory Polimer”: Polímero com Memória de Forma
Tg	“Glass Transition Temperature”: Temperatura de Transição Vítreá
PZT	Piezoelétrico
SMA	“Shape Memeory Alloys”: Ligas com Memória de Forma
RANS	“Reynolds averaged Navier-Stokes”
BA	Bordo de Ataque
BF	Bordo de Fuga

Folha em branco

1. Introdução

Desde os tempos mais remotos que a conquista do ar e do espaço era um sonho. A lenda mítica mostra Ícaro procurando elevar-se no espaço e caindo vítima da sua audaciosa tentativa com asas de penas de diversas aves unidas com cera. Leonardo da Vinci, nascido em 1452, além de escultor, pintor, escritor, deixou um legado em desenhos com teorias, que passados muitos anos, se vieram a concretizar na prática, como os estudos do voo das aves, dos princípios de mecânica, concepção da asa volante, a ideia do paraquedas, a imaginação do hélice e princípios do helicóptero. [1]

Muitos foram os estudiosos que sempre se interessaram na mecânica do voo das aves. Estes seres têm neles a capacidade de *morphing* implícita na sua fisionomia, aproveitando essa característica para melhorar as características aerodinâmicas das suas asas para melhor se adaptarem ao voo. No ramo aeronáutico o conceito de *shape morphing* (metamorfose de forma) tem sido utilizado para identificar os aviões que sofrem alterações geométricas na sua configuração para melhor se adaptarem ao perfil da sua missão. Portanto, não há uma definição exata, uma vez que investigadores de várias áreas não conseguem chegar a acordo sobre o tipo de alterações geométricas que possibilitam considerar uma aeronave com a classificação de *morphing*. No entanto, há consenso quanto a não classificar estruturas móveis fixas por um eixo ou dobradiça, tais como superfícies de controlo ou dispositivos de alta sustentação, tais como flapes e *slats*, que apenas implicam alterações geométricas ligeiras como sendo dispositivos *morphing*.

O dilema de um projetista foca-se no melhor ponto de projeto da sua aeronave. Como a abrangente evolução do conceito *morphing* visa agrupar vários conceitos e configurações contraditórios entre si, o projetista pode melhorar o desempenho da sua aeronave em vários estágios de voo.

1.1. Motivação

O primeiro voo motorizado com sucesso foi levado a cabo pelos irmãos Wright no seu *Flyer I* a 17 de Dezembro de 1903. Esta aeronave foi pioneira tanto na aviação motorizada como no conceito *morphing*, uma vez que para efetuar as voltas, os irmãos Wright pensaram num sistema de torção da própria asa. Surge assim com o primeiro voo, o primeiro conceito *morphing*. [1]

No entanto, a torção de uma asa torna-se dispendiosa tendo em conta a elevada complexidade e resistência da estrutura necessária, sendo portanto muito recorrente o uso de flapes, *slats* e outras superfícies de controlo de atuação convencional.

Atualmente com a elevada diversidade de projetos e *designs* surge a necessidade de inovar. A evolução tecnológica de materiais deformáveis e/ou inteligentes abriu novas oportunidades a este conceito. Deste modo, é possível obter melhores resultados com estruturas melhoradas e mais leves, permitindo aumentar a eficiência energética através de menores potências necessárias e logo menores consumos de combustível.

Com o aparecimento dos Veículos Aéreos não Tripulados (UAVs - *Unmanned Air Vehicles*) a necessidade de uma melhor eficiência energética torna-se ainda mais evidente, tendo em conta o tipo de missões normalmente associadas bem como o baixo custo de produção e operação. Os UAVs tornam-se portanto os principais candidatos a adaptações *morphing*.

Com o conhecimento já existente, o melhoramento das superfícies de controlo existentes surge como os primordiais do conceito *morphing*. Tendo por base um estudo experimental já efetuado, é necessário validar os dados obtidos bem como quantificar os efeitos dos possíveis erros de construção associados.

1.2. Objetivos e Metodologia

Este trabalho tem dois objetivos principais:

- Comparar o desempenho aerodinâmico de um perfil alar com duas configurações diferentes: a primeira com a aplicação de um flape contínuo do tipo *Rotating Rib* que permite a deformação da superfície na zona de atuação do flape, e a segunda com a aplicação de um flape simples com a respetiva fenda nas superfícies;
- Avaliar o efeito do rigor geométrico de um modelo experimental no desempenho aerodinâmico.

Numa primeira parte, a metodologia utilizada foi a seguinte: Obtenção das coordenadas de várias secções da asa *morphing* construída por Pereira *et. al.* [2] com as respetivas deformações de flape aplicadas [-10°; 30°]; Interpolação das secções para obter um perfil médio da asa em cada configuração; Análise em *software* de CFD (Computational Fluid Dynamics), ANSYS Fluent 13, para vários números de Reynolds e respetivas velocidades; Recolha dos dados do coeficiente de sustentação (Cl), do coeficiente de arrasto (Cd) e cálculo da razão de planeio (Cl/Cd); Análise dos dados e obtenção de conclusões.

Já na segunda parte deste trabalho utilizou-se a seguinte metodologia: Desenho do perfil e respetivos flapes no *software* de CAD, CATIA V5, para cinco ângulos de atuação dos flapes, [-10°; 30°]; Importação em *software* de estruturação de malhas ANSYS ICEM; Análise em *software* de CFD, ANSYS Fluent 13 e XFLR5, para três velocidades [15m/s; 20m/s; 25m/s] e em cada velocidade são utilizados doze ângulos de ataque entre [-5°; 15°] onde se encontra incluído o ângulo neutro, 0°. No total são efetuadas cerca de 600 simulações de onde se

retiram os valores do coeficiente de sustentação (Cl), do coeficiente de arrasto (Cd) e da razão de planeio (Cl/Cd).

1.3.Estrutura da Dissertação

No primeiro capítulo é feita uma pequena introdução e é apresentada a motivação e objetivos do trabalho, bem como a estrutura do trabalho. Num segundo momento é feita uma pequena análise dos vários métodos de perfis *morphing* em revisão bibliográfica de artigos consultados, bem como de alguns estudos computacionais. No terceiro capítulo é descrita uma pequena análise de vários modelos de turbulência disponíveis, dos quais se escolheu o mais adequado, seguido de um resumo alargado do modelo de turbulência utilizado. De modo a tornar o trabalho possível é necessário descrever todos os processos associados à obtenção e ao desenho do perfil, construção das malhas e elaboração das análises que estão descritos no capítulo quatro. São apresentados os resultados no capítulo cinco, onde são feitas várias comparações dos resultados obtidos. Quase a terminar vem o capítulo seis onde estão apresentadas as várias conclusões que se podem tirar desta dissertação e algumas sugestões para trabalhos futuros. Para terminar é apresentada a bibliografia consultada no capítulo sete, e posteriormente são apresentados os gráficos anexos ao trabalho.

Folha em branco

2. Revisão Bibliográfica

2.1. Conceitos *morphing* aplicados a perfis

Os conceitos de *morphing* que se podem aplicar numa asa dividem-se em três grandes categorias: alterações na planta da asa; transformações fora do plano; e ajustes do perfil. Estas grandes categorias dividem-se noutras subcategorias como se pode ver na Figura 1.

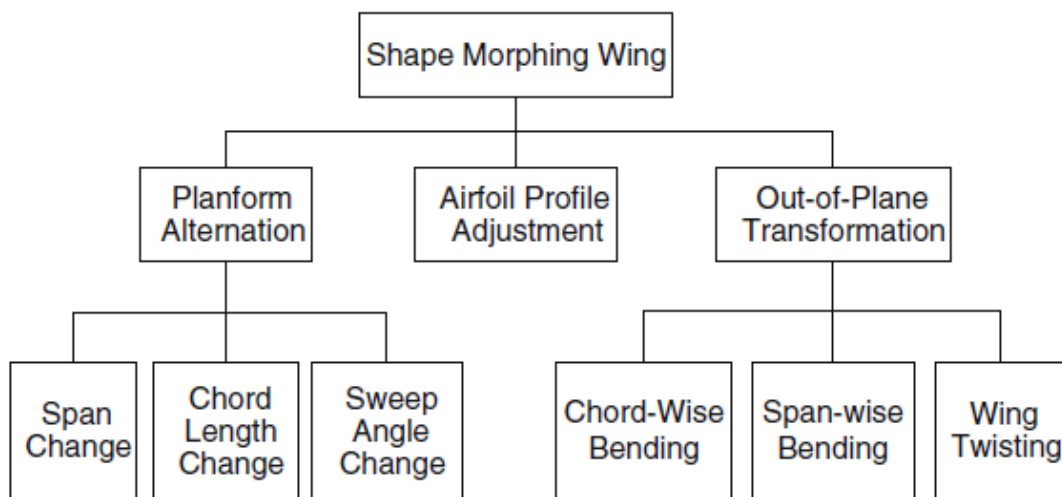


Figura 1 - Organigrama das categorias de configurações de asas *morphing* [3]

No âmbito deste trabalho só têm relevância as alterações na planta da asa que alteram o comprimento da corda, as transformações fora do plano que envolvem a alteração da curvatura do perfil, e os ajustes ao perfil.

2.1.1. Redimensionamento da corda da asa

O comprimento da corda em aeronaves convencionais é normalmente alterado com recurso a superfícies de controlo localizadas tanto no bordo de fuga como no bordo de ataque, que são normalmente movidos por sistemas mecânicos. Como muitos destes sistemas estão patenteados e operacionais, muito poucos investigadores consideram um sistema *morphing* por alteração da corda, um sistema de flapes ou *slats*.

Um exemplo é o trabalho levado a cabo por Reed *et. al.* [4], que usaram um mecanismo de nervura interpenetrante para alterar o comprimento da corda, com recurso a pequenos motores de corrente contínua e parafusos sem fim. O sistema usa estruturas parciais de nervuras que deslizam através de uma caixa central com entalhes permitindo assim alterar a posição ao longo da corda do bordo de ataque e de fuga. As nervuras foram desenhadas para suportar a curvatura por flexão resultante das cargas aerodinâmicas. A rotação do eixo do motor de saída, localizado na fuselagem, é transmitida para os parafusos sem fim, que se encontram presos às nervuras através de uma haste lateral rotativa. No entanto, a suavidade

da operação do mecanismo estando sobre esforços aerodinâmicos transversos é questionável. Além disso, anular a rigidez à flexão da asa ao longo da corda é ainda um desafio. O peso extra e a complexidade do projeto são outros fatores negativos deste trabalho.

Por outro lado, a aplicação de materiais inteligentes para alcançar as variações de corda é uma área ainda pouco estudada para os métodos de asas *morphing*. Uma tentativa levada a cabo por investigadores da Cornserstone Research Group [5], consiste no uso de espuma de módulo dinâmico (DMF - *Dynamic Modulus Foam*) para alterar o comprimento da corda de uma asa. A espuma DMF é uma forma leve de polímeros com memória de forma (SMP - *Shape Memory Polymer*) com comportamento semelhante. Esta é altamente extensível quando se encontra acima da temperatura de transição vítrea (T_g - *Glass Transition Temperature*), sendo rígido abaixo dessa temperatura. No entanto o protótipo destes investigadores estendia o comprimento da sua corda com o aumento da temperatura, não retornando à forma original com a diminuição da mesma, o que demonstra a baixa tensão de recuperação deste tipo de materiais.

O conceito apresentado por Gamboa *et. al.* [6] não faz uso de materiais adaptativos, mas sim de uma estrutura adaptativa feita com materiais e atuadores convencionais, fazendo uso de uma membrana flexível para dar a forma aerodinâmica da asa. Neste trabalho foi concebido e desenvolvido um mecanismo de nervuras telescópicas que permitem a alteração do comprimento da corda, bem como a forma do perfil, seja simplesmente por fazer uma escala do perfil com base no aumento da corda, seja por alterar completamente a geometria do perfil. Este mecanismo permite um acréscimo ao comprimento da corda da asa na ordem dos 50%. O sistema é atuado por meio de um mecanismo rotativo que guia parafusos que causam o deslocamento da casca exterior do perfil. O deslocamento da nervura em cada secção é determinado pelo passo do parafuso bem como pelas rotações que o parafuso pode efetuar nessa secção. No entanto, este mecanismo não representa de forma fiel a geometria do perfil, embora permita identificar a forma ótima do perfil para vários estágios do voo. Isto permite, em desenvolvimentos futuros, aperfeiçoar a forma como o mecanismo atua, bem como a localização de elementos chave para a definição da forma do perfil.

2.1.2. Alteração da curvatura do perfil

A alteração da curvatura da corda é a abordagem mais investigada da alteração de forma. A curvatura do perfil pode ser alterada uniformemente ao longo da envergadura de forma similar à rotação de um *aileron*. Alternativamente, alterações graduais na curvatura do perfil ao longo da envergadura podem criar torções controladas da asa. A alteração necessária da curvatura é obtida pela alteração da estrutura interna da asa, por exemplo nervuras, ou pela deformação da casca da asa. Existem três métodos muito usuais, portanto, para a alteração da curvatura da asa: atuadores mecânicos internos; atuadores piezoelétricos; e atuadores com ligas com memória de forma.

Dividir a nervura em segmentos interligados por articulações, ao estilo de um dedo humano, é provavelmente o conceito mais trivial para a deformação da curvatura da asa, existindo já algumas patentes registadas. O trabalho de Monner *et. al.* [7] é uma boa representação do conceito de nervura segmentada. No seu conceito, as nervuras consistem em elementos tipo lâmina separados que estão conectados por juntas de revolução que podem ser acionadas de um único ponto, e onde uma casca flexível cobre a asa. As cascas do extradorso e do intradorso podem deslizar entre as duas faces no bordo de fuga, o que permite um maior deslocamento do próprio bordo de fuga.

Outra possibilidade é a adaptação de conceitos já existentes. Pereira *et. al.* [2] projetou uma asa cuja curvatura era alterada do mesmo modo que um *aileron*, por meio de uma nervura segmentada em duas partes, em que a casca desliza em torno da parte móvel da nervura. De modo a aplicar a curvatura recorreu a uma série de servo-atuadores que ligam diretamente à parte móvel da nervura. No entanto, a casca era rígida e acarretava problemas no bordo de fuga, pelo que era apenas deslizante no intradorso.

Wang *et. al.* [8] investigou a utilização de atuadores Piezoelétricos (PZT) para o projeto *Smart Wings 2* da DARPA, para a alta taxa de atuação de superfícies de controlo sem dobradiças. O conceito recaía na distribuição do momento fletor através de pilhas de piezoelétricos. As pilhas foram montadas localmente entre duas vértebras acionáveis que providenciavam o braço suficiente para converter a extensão linear dos PZTs em momentos locais. No início este conceito parecia promissor, mas rapidamente se achou inadequado uma vez que a deflexão máxima pretendida não era atingida com a pequena tensão das melhores pilhas de PZTs. Ainda se considerou o uso de amplificadores de sinal a vários níveis, de modo a aumentar a tensão, mas a quantidade necessária iria ocupar muito espaço pelo que também foi descartada.

Outro esforço feito por Vos *et. al.* [9] investigou o uso de PZTs para deformar a placa central de um protótipo de uma asa. A sua abordagem foi diferente da do programa *Smart Wing* uma vez que eles usaram uma casca elástica para realçar a deformação. Este mecanismo consistia em dois PZTs convencionais unidos um a cada lado de uma placa central estruturalmente rígida, sendo-lhes aplicado potenciais elétricos assimétricos de modo a expandir um e a contrair o outro fletindo a placa onde estavam aplicados. Com este método eles obtiveram deflexões do bordo de fuga de aproximadamente 3,1°. Análises em túnel de vento demonstraram que esta asa *morphing* aumentava a autoridade do controlo de rolamento, considerando uma envergadura de 1,4m, reduzindo também a energia consumida.

As ligas com memória de forma (SMA - *Shape Memory Alloys*) também foram um material candidato para atuação no projeto DARPA *Smart Wing* [8]. Dois atuadores lineares SMA foram conectados à ponta de um bordo de fuga flexível enquanto as outras pontas foram ligadas ao topo e ao fundo da longarina traseira de forma oposta. A contração dos atuadores conseguia

dobrar o bordo de fuga para os lados respectivos. Wang reportou que a deformação obtida era insatisfatória tendo em conta que a capacidade do atuador para deslocar o bordo de fuga era reduzida, como resultado do desgaste das propriedades de recuperação da forma, devido à compressão indesejada presente na folha central.

2.1.3. Alteração da geometria do perfil

Vários investigadores têm vindo a explorar formas de alterar as propriedades aerodinâmicas da asa pela reformulação do desenho do perfil (sem mudança significativa na sua curvatura). Para tal a forma da superfície superior e/ou inferior do perfil é alterada sem mudanças drásticas na linha média da curvatura (Figura 2).

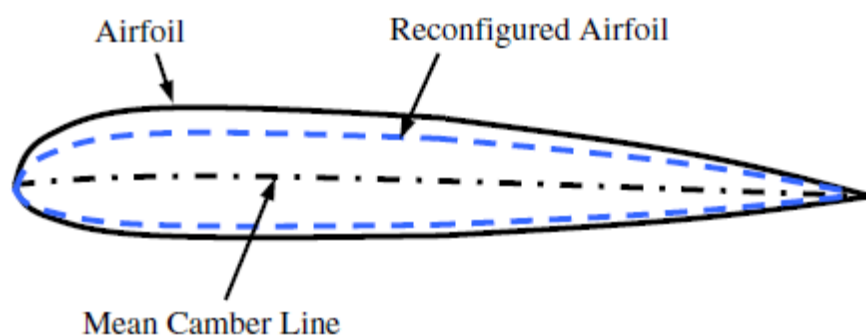


Figura 2 - Alteração da geometria do perfil[3]

As treliças de comprimento variável foram examinadas por Austin *et. al.* [10] para reformular o perfil, tendo anexado atuadores de deslocamento linear dentro da secção da asa de uma forma diagonal. A forma do perfil podia, portanto, ser modificada pela expansão ou contração dos atuadores. Foi construído um modelo de uma nervura adaptativa com 14 parafusos sem fim mecânicos, para demonstrar o seu conceito de controlo da forma. Um modelo teórico foi desenvolvido, e validado, que podia ser implementado para determinar a forma ideal do perfil para várias condições de voo.

Joo e Sanders [11] delinearão uma aproximação para modificar a forma do perfil através da ligação dos mecanismos internos a uma pele de material concordante. O seu método podia ser usado para encontrar estruturas concordantes apropriadas capazes de atingir as formas de perfil alvo. Para o fazer, eles sintetizaram um mecanismo que podia ser reconfigurado para ir ao encontro de um conjunto de formas de perfil alvo e, ao mesmo tempo, mantendo as cargas atuadoras abaixo de um certo limite. A base de dados de patentes e os arquivos de *design* de aeronaves contêm vários conceitos de ajustamento de perfis semelhantes que requerem atuadores convencionais. Tais sistemas mecânicos resultam no geral em penalizações significativas no peso.

A adequabilidade da atuação com SMA para o *morphing* de asas de aeronaves foi demonstrada pela primeira vez por *designs* que mudam o desenho do perfil. Uma amostra proeminente é o *design* concebido por Strelec *et. al.* [12]. Eles anexaram os atuadores SMA

em forma de arame a pontos no interior do perfil. Pela atuação dos arames SMA, o perfil podia ser reformulado. Desenvolveram um método de otimização para determinar a colocação adequada dos atuadores de arame SMA dentro da asa. Os resultados das análises estruturais, térmicas e aerodinâmicas podiam ser colocados no seu método de otimização global para encontrar a melhor configuração para a colocação dos arames SMA. Um protótipo de uma asa reconfigurável foi por eles fabricado para avaliar as melhores respostas a nível estrutural e aerodinâmico. Testes, em túnel de vento, indicaram que um aumento na sustentação é viável para uma dada velocidade do escoamento e ângulo de ataque pela ativação dos atuadores de arame SMA. Numa aproximação alternativa, Dong *et. al.* [13] colocou molas SMA entre a pele e a caixa de asa que a apoia. A caixa de asa no seu *design* consistia em nervuras rígidas e longarinas de aço. A pele de cobertura tinha liberdade para deslizar sobre uma almofada na ponta da longarina. O redimensionamento do comprimento das molas SMA, em consequência de aquecimento e refrigeração, podia alterar a espessura de asa.

Secanell *et. al.*[14] desenvolveu um algoritmo de otimização de alta fidelidade para formas aerodinâmicas, utilizado para obter um conjunto de perfis ótimos para diferentes condições de voo para uma pequena aeronave não tripulada. O programa de otimização de forma é utilizado para obter a geometria que apresenta as características aerodinâmicas ótimas para as várias fases de voo, tais como descolagem, cruzeiro e subida. Uma vez obtidos os vários perfis, os resultados foram analisados para adquirir um melhor entendimento para a configuração inicial do perfil com melhor rendimento e o possível mecanismo que poderia ser usado para modificar o perfil. Os resultados mostraram que um perfil extremamente fino pode ser utilizado como configuração inicial. Além disso, um mecanismo *morphing* capaz de controlar a curvatura e a espessura do bordo de ataque do perfil será quase suficiente para obter o perfil ótimo na maioria das condições de voo. Por último, o uso de perfis otimizados para diferentes condições de voo, reduziria significativamente os requisitos da potência instalada, o que levaria a uma maior flexibilidade no perfil da missão da aeronave não tripulada.

2.2. Análise aerodinâmica de perfis

De modo a compreender melhor o conceito de CFD (*Computational Fluid Dynamics*) e descobrir os melhores procedimentos a tomar para o sucesso deste trabalho, foi feita uma pequena pesquisa sobre análise de perfis. Desta consulta foi possível distinguir os vários modelos de turbulência existentes e algumas considerações a serem tomadas. Seguidamente será feito um pequeno apanhado de cada um, estando estes ordenados por ano de publicação.

Yilbas *et. al.* [15] efetuou um estudo computacional numérico ao comportamento do campo de velocidades em torno de uma cascata de perfis NACA 0012. O esquema numérico, através do método de volume de controlo, é introduzido para resolver as equações de governo do escoamento. Foi implementado o modelo κ - ϵ de modo a ter em conta os efeitos

da turbulência. As malhas foram geradas aplicando equações algébricas para a distribuição de pontos das fronteiras do volume, enquanto a geratriz de malhas de Laplace foi utilizado para a distribuição dos pontos internos do volume de controlo. Neste trabalho foram obtidos valores para a separação do escoamento no bordo de fuga para diferentes valores de ângulos de ataque, para a razão de solidez e oscilações, bem como a pressão resultante, coeficientes de sustentação e arrasto. No final verificou-se que a solidez aumenta a incidência para a qual se obtém a sustentação máxima e, neste caso, um ligeiro aumento do arrasto também.

Wang *et. al.* [16] apresenta um estudo computacional a duas dimensões onde investiga o fenómeno de perda dinâmica associado com um escoamento instável em torno de um perfil NACA 0012 com um baixo número de Reynolds (cerca de 10^5). Dois conjuntos de padrões oscilatórios com diferentes frequências, ângulos oscilatórios médios e amplitudes são simulados numericamente com recurso a CFD, e os resultados obtidos são validados com os respetivos dados experimentais já publicados. Concluiu que os dados previstos em CFD capturam bem a estrutura do escoamento predominante na criação da esteira de vórtices que é experimentalmente obtida e os resultados são consideravelmente concordantes entre os dois métodos, com exceção dos casos em que o perfil se encontra em ângulos de ataque elevados.

Medjroubi *et. al.* [17] simulou um fluido viscoso e incompressível em torno de um perfil NACA 0012 bidimensional para uma gama de ângulos de ataque entre $12^\circ < a < 20^\circ$ e números de Reynolds na ordem dos $800 < Re < 10^4$. As equações bidimensionais de Navier Stokes foram resolvidas com recurso ao método *Spectral/hp Element* para a descretização espacial e um esquema de divisão de alta ordem para descretizar a evolução ao longo do tempo. Uma técnica de quadro de referência móvel é também ainda usado para descrever o movimento do perfil. Ele considerou os efeitos provocados no escoamento e nos coeficientes das forças provocados pela alteração do número de Reynolds, da alteração da incidência e pelo movimento sinusoidal de elevação do perfil. Os dados obtidos estão em boa concordância com os resultados experimentais e outros computacionais já publicados, e em particular, o aumento dos coeficientes das forças devido ao aumento do número de Reynolds e/ou da incidência média foi confirmada neste estudo.

Catalano *et. al.* [18] apresentam uma análise numérica de um fluido incompressível com Reynolds de 6.0×10^4 em torno de um perfil Selig-Donovan 7003. O desempenho do perfil foi obtido com as equações de *Reynolds Averaged Navier-Stokes* (RANS) e simulações de grandes turbilhões. A perda do perfil foi obtida por ambos os métodos. Algumas limitações do método de turbulência RANS para baixos Reynolds foram ultrapassadas com recurso ao modelo de turbulência $\kappa\text{-}\omega$ *SST-LR*, uma modificação recente do modelo bem conhecido $\kappa\text{-}\omega$. As simulações de grandes turbilhões foram efetuadas de modo a garantir resultados mais detalhados. A relevância no mecanismo de perda na bolha de separação laminar criada no perfil é evidenciada. A perda ocorre quando a bolha laminar presente na zona do bordo de

ataque e a zona de separação presente no centro do extradorso do perfil se juntam. O modelo $\kappa\text{-}\omega$ SST-LR apresenta o mesmo mecanismo de perda que o modelo dos grandes turbilhões. No fim conclui que escoamentos de baixo número de Reynolds podem ser simulados com métodos de RANS, mas a escolha de um modelo de turbulência é crucial. O modelo $\kappa\text{-}\omega$ SST-LR apresentou resultados bastantes próximos e fidedignos com as simulações dos grandes turbilhões bem como com os dados experimentais disponíveis.

Yao *et. al.* [19] impulsionado pela crescente necessidade do uso de energias limpas, decide analisar um perfil de modo a verificar a veracidade dos dados obtidos com softwares comerciais de CFD. Tendo por base dados experimentais, e condições reais de serviço de turbinas eólicas, analisa um perfil NACA 0018 para um número de Mach de 0,023 com ângulos de ataque desde os -8° até aos 13° . O estudo usou um volume de controlo com malha tipo C com cerca de 400 elementos em torno do perfil de modo a garantir uma melhor precisão na camada limite. Recorrendo ao *software* Fluent, implementou o caso com recurso a quatro modelos de turbulência: Modelo $k\text{-}\epsilon$ Standard de duas equações; Modelo $k\text{-}\epsilon$ RNG; Modelo de transição SST de quatro equações; e modelo *Reynolds Stress* de cinco equações. Em conclusão, é possível verificar que os dados computacionais são concordantes com os dados experimentais, pelo que se comprova a veracidade dos dados, embora exista alguma divergência nos coeficientes de arrasto que se pode explicar pela sensibilidade dos modelos a fatores como a rugosidade da superfície.

Gharali *et. al.* [20] simulou numericamente, com recurso ao software ANSYS Fluent 12.1, um fluxo livre oscilante em torno de um perfil S809 estacionário. De modo a comparar a transição laminar-turbulento, o modelo é simulado tanto com o modelo $k\text{-}\epsilon$ Realizable e com o modelo $\kappa\text{-}\omega$ SST, acabando por ser este último o escolhido para o decorrer do trabalho. Quando possível, os dados obtidos para os coeficientes aerodinâmicos pressentindo o fenómeno de perda são comparados com os respetivos dados aerodinâmicos experimentais existentes e com dados semi-empíricos para a variação do ângulo de ataque do perfil. A simulação foi feita para vários números de Reynolds, na ordem dos 10^4 , 10^5 e 10^6 , e para uma larga escala de frequências reduzidas para o movimento oscilatório do escoamento, entre 0,026 e 18. O nível de dependência dos resultados nas baixas frequências é examinado com base nos perfis de velocidade da esteira, contornos da vorticidade e coeficientes aerodinâmicos. A erosão do bordo de ataque, problema comum nas pás das turbinas eólicas e um dos problemas aqui em estudo, é simulada com base em dados obtidos em várias pás com diferentes tempos de serviço. Para o perfil erodido, o decréscimo da sustentação, o que causa um impacto severo no desempenho da turbina, foi estudado em detalhe.

Parezanovic *et. al.* [21], motivado pelos processos dispendiosos para análise e teste de superfícies aerodinâmicas em túneis de vento, tenta demonstrar que a implementação de técnicas numéricas modernas pode reduzir drasticamente os custos de projeto das turbinas eólicas. Com recurso a um *software* comercial de CFD, como o Fluent, ele calcula o

desempenho de vários perfis normalmente utilizados em turbinas, em que as condições de simulação usadas são consistentes com as condições reais de serviço das turbinas eólicas. Os resultados obtidos em Fluent e XFOIL são comparados com dados experimentais obtidos em túnel de vento. Estas simulações foram, na maior parte, bastante similares aos dados experimentais. De modo a simular com precisão o escoamento de baixo Reynolds, é necessário simular a transição laminar-turbulento ao nível da camada limite com alguma precisão.

3. Modelo numérico¹

Tendo em conta todos os modelos numéricos existentes no *software* comercial ANSYS Fluent, foi levada a cabo um estudo comparativo da precisão dos vários modelos. Para isso, e com base em dados experimentais obtidos por Selig e McGranaham [22], foram testados todos os modelos com exigências computacionais baixas de modo a apurar o melhor modelo a utilizar nas análises futuras.

Dos vários perfis analisados por Selig, foi escolhido o perfil SD2030 por ser o mais parecido com o perfil a ser utilizado neste estudo, em termos de espessura relativa e curvatura, bem como o perfil utilizado por Pereira *et. al.* [2], o perfil SG6042 modificado.

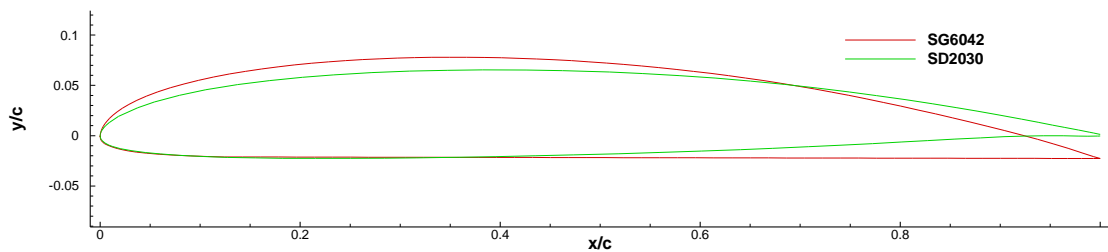


Figura 3 - Comparação entre perfis

Após verificar os coeficientes de sustentação e de arrasto, bem como a razão de planeio, obtidos nos vários modelos e suas variantes, e comparando com os dados experimentais, tal como se pode ver na Figura 4 para os melhores de cada variante, pode constatar-se que o modelo mais próximo é o modelo $k-\varepsilon$ *Realizable* com *Standard Wall Functions*. Para melhor análise de cada modelo, as comparações parciais dos mesmos estão presentes em anexo (da Figura 27 à Figura 31).

3.1. Modelo $k-\varepsilon$

Os modelos de turbulência completos mais simples são os de duas equações nos quais a solução das duas equações de transporte diferentes permite que a velocidade turbulenta e as escalas de comprimento sejam determinadas independentemente. O modelo $k-\varepsilon$ *Standard* presente no Software ANSYS Fluent enquadra-se nesta classe de modelos de turbulência e tornou-se no modelo mais popular para análises de escoamentos em casos reais da engenharia desde que foi proposto por Launder e Spalding. O facto de ser robusto, económico e razoavelmente preciso para uma larga escala de escoamentos turbulentos explica o facto de se ter tornado tão popular na indústria para simulações de escoamentos e de transferências de calor. É um modelo semi-empírico, e as derivações das equações do modelo baseiam-se em considerações fenomenológicas e empíricas.

¹ Descrição do modelo numérico efetuada com base na documentação oficial do *software* ANSYS Fluent 12.1 [23]

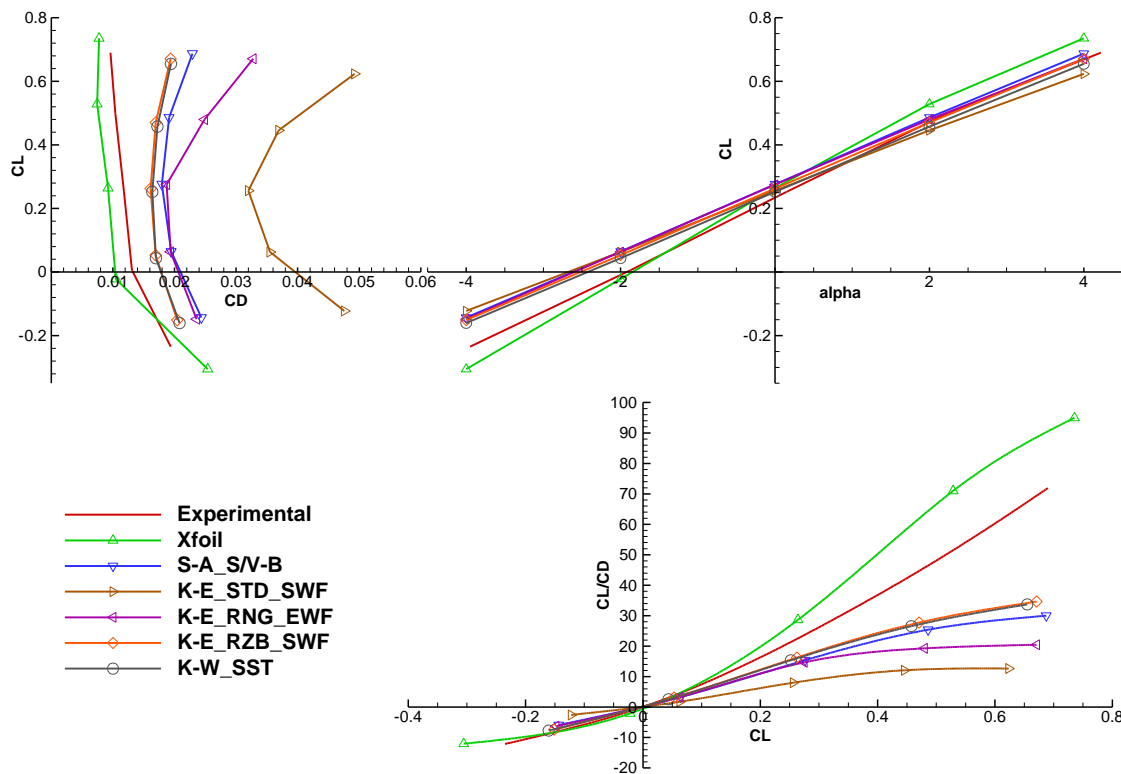


Figura 4 - Análise dos modelos mais próximos dos resultados experimentais

À medida que as mais-valias e defeitos do modelo foram sendo descobertos, surgiram melhoramentos que otimizaram o desempenho do mesmo. Duas destas variantes estão também disponíveis no ANSYS Fluent: modelo $k-\varepsilon$ RNG e o modelo $k-\varepsilon$ Realizable.

3.1.1. Modelo Standard

O modelo *Standard* é um modelo semi-empírico, baseado em equações de transporte modelo para a energia cinética turbulenta (k) e a sua taxa de dissipação (ε). A equação de transporte para k é derivada da sua equação exata, enquanto a equação de transporte para ε é obtida recorrendo ao raciocínio físico e apresenta pouca semelhança com a sua congénere puramente matemática.

Na derivação do modelo $k-\varepsilon$, assume-se que o escoamento é totalmente turbulento e que os efeitos da viscosidade molecular são desprezíveis. Logo o modelo *Standard* é válido apenas para escoamentos totalmente turbulentos.

A energia cinética turbulenta, k , e a sua taxa de dissipação, ε , são obtidas a partir das seguintes equações de transporte:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad \text{Eq. 1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad \text{Eq. 2}$$

Onde o termo G_k representa a produção de energia cinética turbulenta derivada dos gradientes médios de velocidade, o termo G_b é a geração de energia cinética turbulenta devido à flutuabilidade, e o termo Y_M representa a contribuição da dilatação flutuante em escoamentos compressíveis turbulentos para a taxa de dissipação total. $C_{1\varepsilon}$, $C_{2\varepsilon}$ e $C_{3\varepsilon}$ são constantes, σ_k e σ_ε os números de Prandtl para k e ε , respectivamente, e S_k e S_ε são termos definidos pelo utilizador.

A viscosidade turbulenta (ou de Eddy), μ_t , é calculada pela combinação de k e ε como se segue:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad \text{Eq. 3}$$

3.1.2. Modelo *Realizable*

O modelo *Realizable* é um desenvolvimento relativamente recente e difere do modelo *Standard* em dois pontos importantes:

- O Modelo *Realizable* apresenta uma nova formulação para a viscosidade turbulenta;
- Foi derivada uma nova equação de transporte para a taxa de dissipação, ε , a partir de uma equação de transporte exata da flutuação média-quadrática da vorticidade.

O termo *Realizable* (realizável) significa que o modelo satisfaz certos constrangimentos das tensões de Reynolds, consistentes com escoamentos turbulentos reais. Nem o modelo *Standard* nem o modelo *RNG*, ambos presentes no ANSYS Fluent, são realizáveis.

Uma vantagem imediata do modelo *Realizable* é a sua capacidade de prever de forma mais precisa a taxa de propagação tanto dos jatos planos como dos jatos circulares. É também muito provável que consiga apresentar um desempenho superior em escoamentos que envolvem rotação, elevados gradientes de pressão adversos nas camadas limite, separação e recirculação.

Neste modelo foi adicionada uma condicionante direta que garante a sua capacidade de realização (valores das tensões normais positivos que podem ser negativos caso a tensão seja grande (ver Eq. 4) e a desigualdade de Schwartz para as tensões de corte, que podem ser comprometidos caso a taxa da tensão principal seja elevada), através da criação da variável C_μ , ajustando-a para o escoamento médio (deformação média) e para a turbulência (k , ε).

$$\frac{k}{\varepsilon} \frac{\partial U}{\partial x} > \frac{1}{3C_\mu} \approx 3,7 \quad \text{Eq. 4}$$

Tanto o modelo *RNG* como o modelo *Realizable* mostraram melhoramentos substanciais face ao modelo *Standard*, onde as características do escoamento incluem uma forte curvatura das linhas de corrente, vórtices e rotação. Visto que o modelo é relativamente novo ainda não é exatamente claro em que momentos o modelo *Realizable* ultrapassa constantemente o desempenho do modelo *RNG*. No entanto, estudos iniciais mostram que o modelo *Realizable* é o que providencia melhores resultados de todas as variações do modelo $k-\varepsilon$ para várias validações de escoamentos diferentes e ainda de escoamentos complexos com características de escoamentos secundárias.

Uma das fraquezas do modelo *Standard* ou outro modelo $k-\varepsilon$ clássico reside na equação modelada para a taxa de dissipação (ε). A bem conhecida anomalia para os jatos-circulares (assim designada com base na descoberta de que a taxa de propagação de jatos planares é prevista razoavelmente bem, mas a previsão da taxa de propagação para jatos axi-simétricos é inesperadamente pobre) é considerada como sendo resultado da equação modelada da dissipação. O modelo *Realizable* veio colmatar estas falhas ao trazer as seguintes inovações:

- Uma nova fórmula para as viscosidades de Eddy envolvendo uma variável C_μ ;
- Uma nova equação do modelo para a dissipação baseada na equação dinâmica da flutuação média-quadrada da vorticidade.

No entanto, este modelo *Realizable* também apresenta limitações. Em situações em que o domínio apresenta tanto zonas de fluido rotacionais como zonas de fluido estacionários, este modelo tem tendência a criar viscosidades turbulentas não-físicas. Isto acontece devido ao facto de que o modelo *Realizable* inclui os efeitos de rotações médias na definição da turbulência viscosa. Este efeito rotacional extra tem sido testado em referências com rotações simples e mostrou um comportamento superior em relação ao modelo *Standard*. Contudo, devido à natureza da sua modificação, a sua aplicação em sistemas com múltiplas referências deve ter em conta alguma precaução.

As equações de transporte para k e ε e as quantidades modeladas (tais como turbulência, viscosidade, produção de energia cinética turbulenta, transferência de calor e transferência de massa) são similares às do modelo *Standard*. De facto, a equação de k é a mesma, sendo que as constantes são diferentes. No entanto, a equação de ε é diferente, e representa-se da seguinte maneira:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_{1\varepsilon} S_\varepsilon - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu\varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad \text{Eq. 5}$$

Onde

$$C_1 = \max\left(0,43, \frac{\eta}{\eta + 5}\right), \quad \eta = S \frac{k}{\varepsilon}, \quad S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$$

Uma das características notáveis reside no termo de produção na equação de ε (segundo termo do lado direito da Eq. 5) não envolver a produção de k , isto é, não apresenta o mesmo termo G_k tal como noutras variantes do modelo k - ε . Outra característica desejável é que o termo de destruição (o penúltimo termo de lado direito da Eq. 5) não apresenta nenhuma singularidade, ou seja, o seu denominador nunca desaparece, mesmo que k desapareça ou se torne menor que zero.

Este modelo tem sido extensivamente validado para uma larga escala de diferentes escoamentos, incluindo fluxos de corte rotacionais homogêneos, escoamentos livres incluindo jatos e camadas de mistura, camadas de fluxos de canal e de fronteira e escoamentos com separação. Para todos estes casos, o desempenho do modelo foi vista como sendo substancialmente melhor que o modelo *Standard*. Também digno de nota é o facto de que o modelo *Realizable* resolve a anomalia dos jatos circulares, isto é, ele prevê a taxa de propagação para jatos assimétricos bem como para jatos planos.

Ao contrário dos outros modelos k - ε , a viscosidade de Eddy, que neste caso deixa de ser constante, passa a ser calculada da seguinte maneira:

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_S \frac{kU^*}{\varepsilon}} \quad \text{Eq. 6}$$

Onde

$$U^* = \sqrt{S_{ij}S_{ij} + \tilde{\Omega}_{ij}\tilde{\Omega}_{ij}}, \quad \tilde{\Omega}_{ij} = \Omega_{ij} - 2\varepsilon_{ijk}\omega_k, \quad \Omega_{ij} = \overline{\Omega_{ij}} - \varepsilon_{ijk}\omega_k$$

Em que $\tilde{\Omega}_{ij}$ representa o tensor da taxa de rotação média visível num referencial rotacional com velocidade angular ω_k . Verifica-se, então, que C_μ é uma função da tensão média e das taxas de rotação, da velocidade angular de rotação do sistema, e dos campos de turbulência (k e ε). Como nota final, a produção de turbulência, o efeito da flutuação na turbulência, o efeito da compressibilidade na turbulência e a convecção de calor e transferência de massa também são modelados nos modelos k - ε .

Folha em branco

4. Preparação dos casos de estudo

Este trabalho, de um modo geral, divide-se em duas partes. Numa primeira parte, foi necessário analisar o trabalho de Pereira *et. al.* [2]. Para isso foi necessário obter as coordenadas da asa construída para posterior análise computacional, de modo a apurar e validar os dados obtidos experimentalmente. Numa segunda parte, é feita a mesma comparação efetuada por Pereira *et. al.* [2], mas desta vez totalmente computacional, pelo que foi necessário redesenhar o perfil em software CAD para corresponder às especificações necessárias para o efeito.

De modo a apurar os modelos mais fiáveis do *software* ANSYS Fluent, e como já referido, foi efetuado um estudo comparativo com base em dados experimentais obtidos por Selig e McGranaham [22].

4.1. Estudo e definição da malha

Para poder efetuar uma simulação computacional o mais fiel possível é necessário primeiro implementar a malha. Tendo por base o perfil SD2030 estudado por Selig e McGranahan [22] e a documentação do *software* [23], e com ajuda de outros estudos ([16];[17];[19];[20]), foi possível implementar uma malha capaz de suportar as várias análises pretendidas.

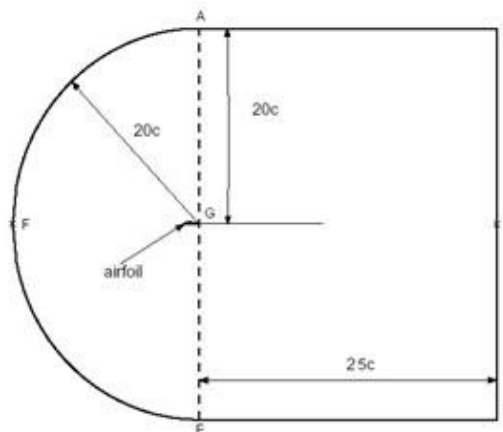


Figura 5 - Esquema da fronteira limite utilizada com base em [23]

A malha para análise do escoamento deve ser definida entre as paredes do perfil e a fronteira limite, sendo que, esta última, quanto mais afastada estiver do perfil, melhor, uma vez que para a análise de perfis são utilizadas as condições ambiente para definir as condições de fronteira. Assim, quanto mais longe estas estiverem do perfil, menor será a influência deste último no escoamento e mais precisos serão os dados obtidos nas condições de fronteira limite. Assim, o esquema para a fronteira limite utilizado foi o demonstrado na Figura 5, sendo c a corda do perfil utilizado.

Uma vez que é necessário estruturar a malha para que o escoamento seja melhor compreendido, e como o programa utilizado para a criação das malhas (ANSYS ICEM) trabalha por blocos, o volume de controlo foi dividido de modo a melhor definir a progressão da malha e a resolução da mesma. Assim o volume de controlo ficou dividido como demonstra a Figura 6.

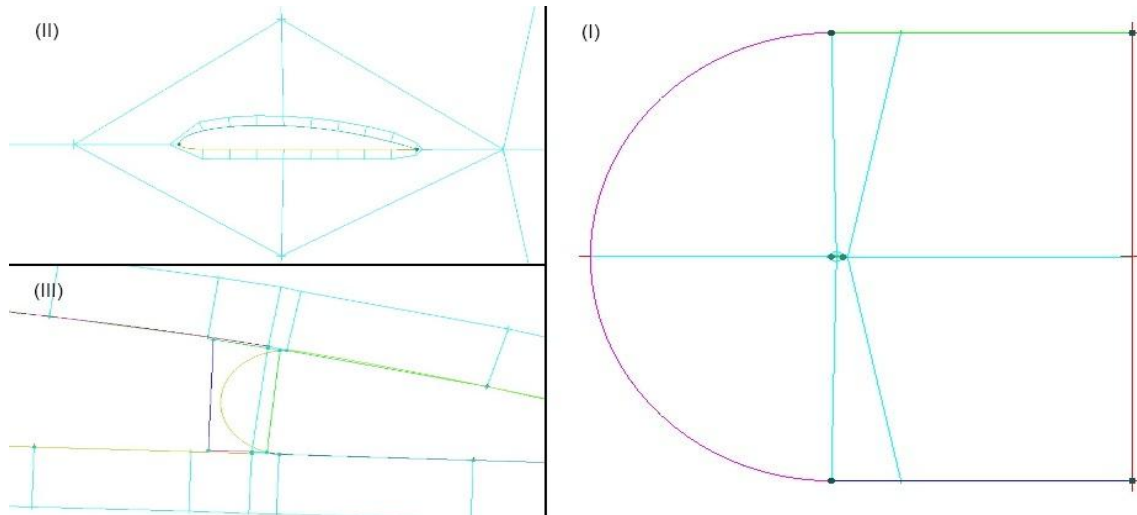


Figura 6 - Divisões em blocos do volume de controlo: (I) Fronteira limite e blocos maiores; (II) Pormenor da zona de transição e blocos do perfil; (III) Pormenor dos blocos na fenda do flape

Para melhor interpretar o escoamento em torno do perfil, optei pela criação de uma malha com resolução elevada e minimamente constante para melhor definir a camada limite. Essa malha encontra-se dentro de um outro bloco que existe para fazer uma transição suave entre uma zona de alta resolução e uma zona de baixa resolução. Para melhor definir a curvatura do perfil, o bloco de alta resolução foi dividido em nove blocos de tamanho idêntico, e um décimo bloco mais pequeno no bordo de fuga. As laterais dos blocos foram colocadas à perpendicular das paredes do perfil com exceção no bordo de fuga, que apresentam uma ligeira inclinação para ajudar na curvatura da malha. A posição dos blocos foi obtida com recurso à colocação de 8 pontos igualmente espaçados numa linha média do perfil, obtida através da extrapolação do intradorso com o extradorso, e o nono ponto foi colocado a cerca de 1% da distância dessa linha a partir do bordo de fuga. Os pontos foram de seguida projetados para as superfícies do perfil (Figura 7).

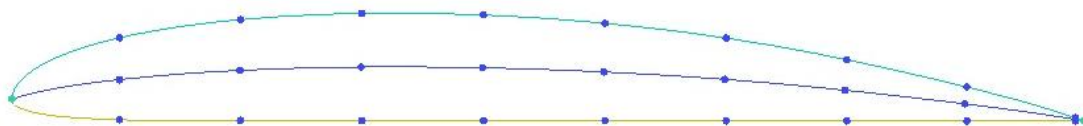


Figura 7 - Linha média e pontos projetados nas superfícies do perfil

No caso dos perfis com flape normal, esses blocos também foram divididos com base na linha média do perfil, tendo sido colocados cinco pontos na parte fixa e mais dois pontos na parte móvel, aproveitando a fenda como ponto de referência para a divisão dos blocos. Foi ainda necessária a implementação de mais alguns blocos de modo a conseguir estruturar a

malha e manter a progressão e resolução desejada na fenda do flape, bem como no interior da própria fenda.

Para estar de acordo com alguns dos trabalhos analisados e com a documentação do *software*, bem como de outros auxiliares, a malha criada conta com pouco mais de 200.000 elementos. Para se chegar a este valor houve um processo de tentativa e erro na definição da resolução em torno do perfil (por ser a mais crítica), tendo sido o resto da malha trabalhada a partir daí. Para chegar a este valor foi considerado um tamanho de elemento de 0,5mm de lado para envolver o perfil, perfazendo assim um total de cerca de 1.000 elementos em torno do perfil. No bordo de fuga o tamanho dos elementos é reduzido para cerca de 10% para melhor compreender os fenômenos aí presentes. Para ajudar a curvatura da malha no bordo de fuga foi feita uma pequena alteração ao mesmo, tendo sido aplicado um bordo de fuga redondo com cerca de 0,2mm de altura (cerca de 0,08% da corda), ao invés de pontiagudo.

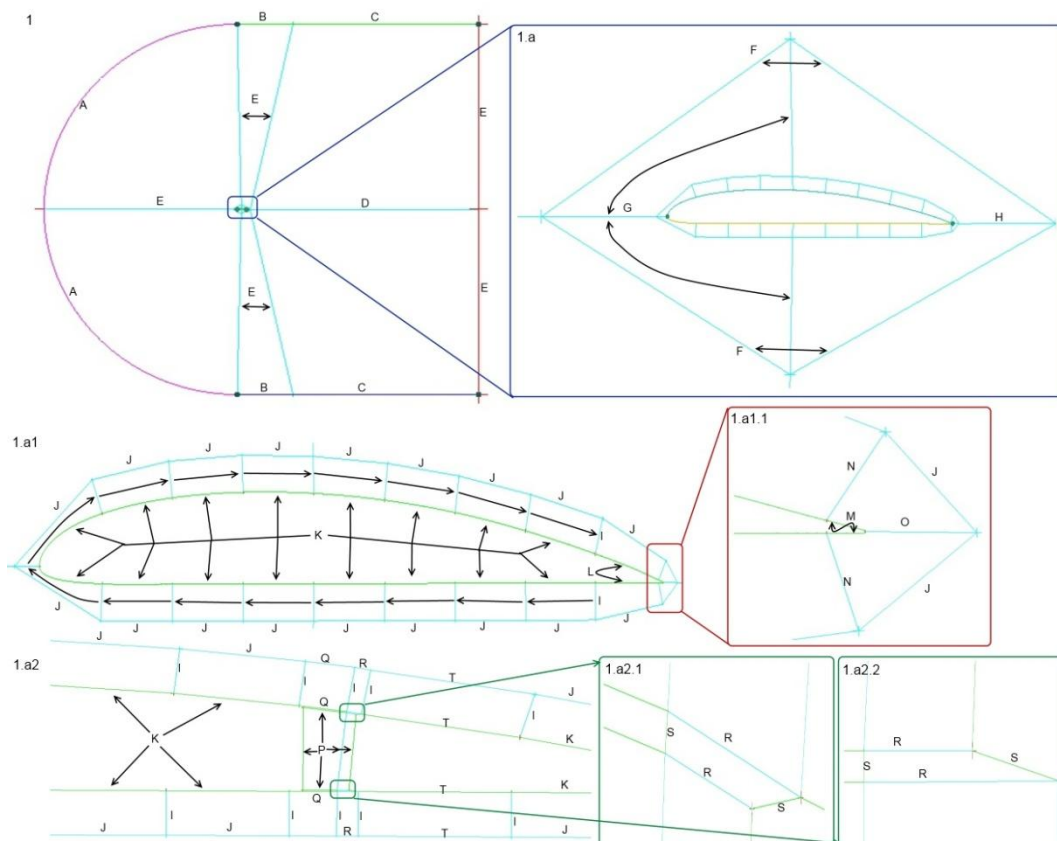


Figura 8 - Identificação das arestas dos blocos. (1) Esquema geral; (1.a) Zona de transição; (1.a1) Perfil *morphing*; (1.a1.1) Pormenor do bordo de fuga; (1.a2) Asa normal e fenda do flape; (1.a2.1/2) Pormenores superior e inferior das aberturas da fenda do flape

Na Tabela 1 são apresentadas as funções de malha aplicadas a cada aresta dos blocos, sendo estas identificadas na Figura 8.

Para terminar, e tornar a malha mais fluida, foi aplicada uma lei de ortogonalidade o que levou a malha a adaptar-se as curvaturas do perfil e suavizar alguns ângulos mais

complicados. Como resultado final podemos ver nas figuras seguintes o panorama geral da malha aplicada, bem como alguns pormenores importantes das malhas.

Tabela 1 - Apresentação das condições aplicadas nas arestas para a formulação das malhas. Valores entre parêntesis retos são consequência de outras condições pré-estabelecidas

Aresta	Zona	Tipo de Progressão	Espaçamento inicial [mm]	Espaçamento final [mm]	Número de nós
A	Inlet	Exponencial	5	[95-105] ²	[230-245] ²
B	Inlet	Hiperbólica	5	5	[280-320] ²
C	Inlet	Exponencial	5	~90,56	150
D	Baixa resolução	Exponencial	5	[180-200] ²	150
E	Baixa Resolução/Outlet	Exponencial	5	[155-175] ²	150
F	Zona de transição	Uniforme		[0,8-1,2] ²	[230-245] ² [280-320] ²
G	Zona de Transição	Exponencial	0,5	~4,86	50
H	Zona de Transição	Exponencial	0,25	~5,03	50
I	Zona de alta resolução	Uniforme		0,5	21
J	Zona de alta resolução	Uniforme		[0,45-0,55] ²	[50-60] ²
K	Perfil	Uniforme		[0,45-0,55] ²	[50-60] ²
L	Perfil	Bigeométrica	0,5	0,3	[47-53] ²
M	Perfil	Exponencial	0,05	~0,3	[10-15] ²
N	Zona de alta resolução	Uniforme		0,3	21
O	Zona de alta resolução	Uniforme		0,25	21
P	Fenda do flape	Uniforme		0,25	74/23
Q	Aproximação á fenda do flape	Geométrica	~0,5	0,25	23
R	Fenda do flape	Uniforme		~0,25	13
S	Fenda do flape	Uniforme		0,3	2
T	Aproximação á fenda do flape	Geométrica	0,25	~0,5	75

² Depende da geometria do perfil

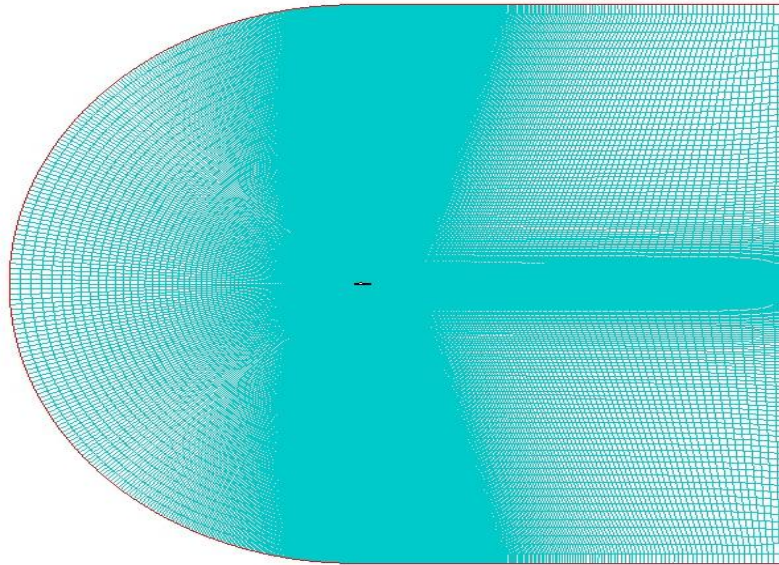


Figura 9 - Aspeto geral da malha do volume de controlo utilizado

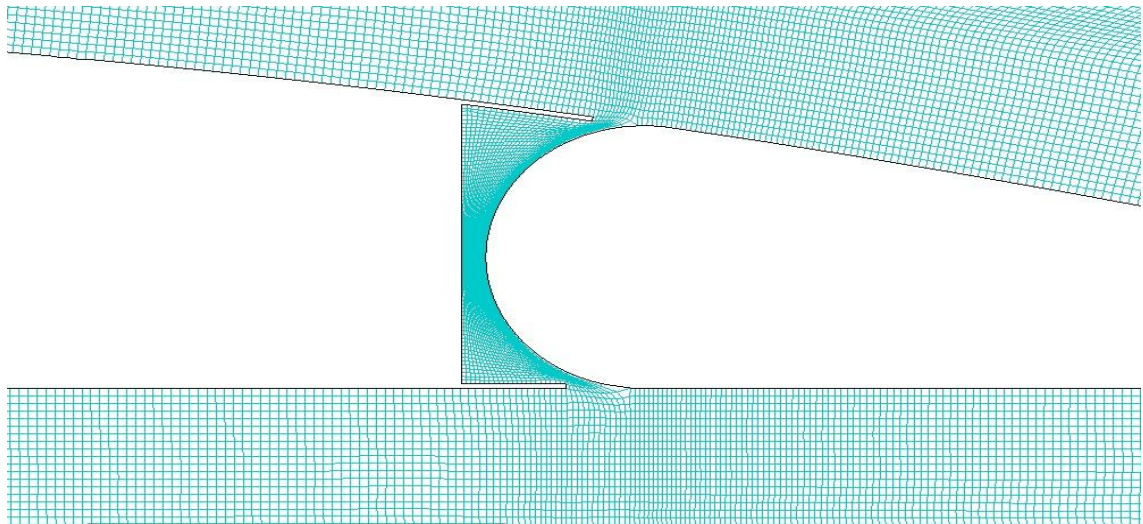


Figura 10 - Pormenor da fenda do flape do perfil simples

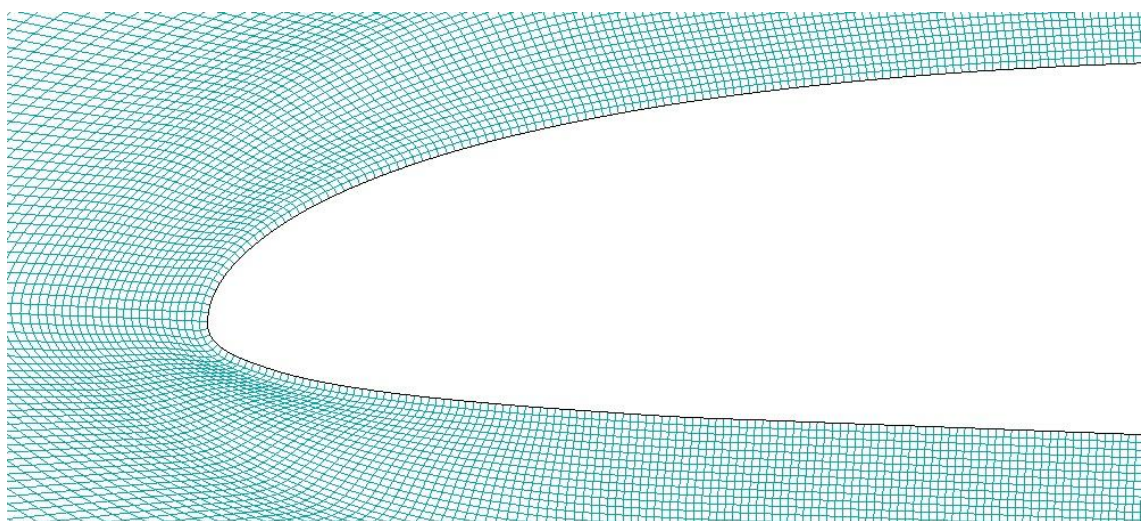


Figura 11 - Pormenor da zona de alta resolução no bordo de ataque do perfil *morphing*

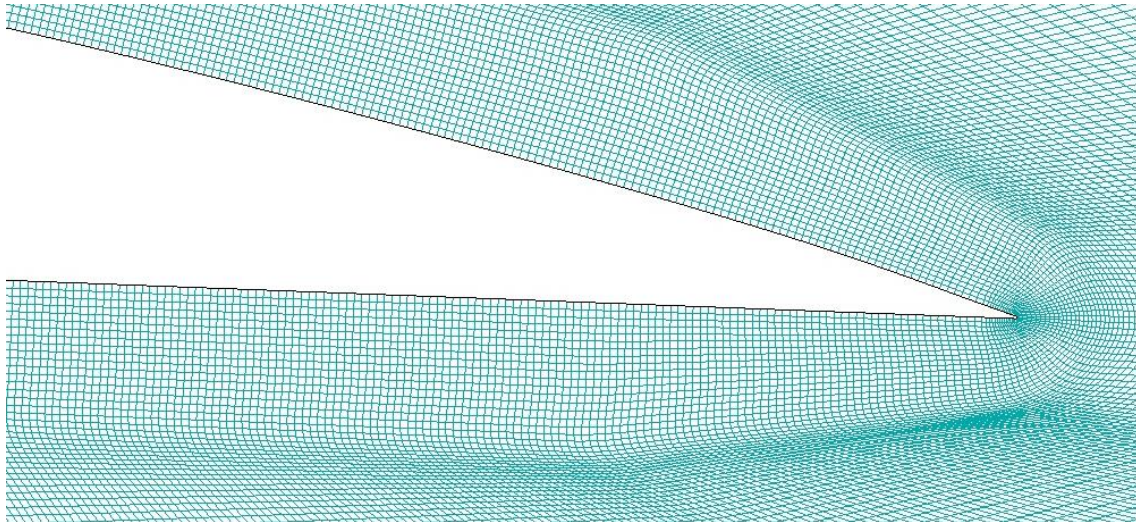


Figura 12 - Pormenor da zona de alta resolução no bordo de fuga do perfil *morphing*

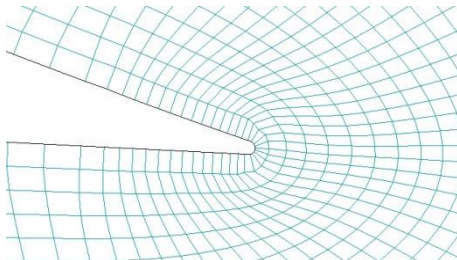


Figura 13 - Pormenor do bordo de fuga

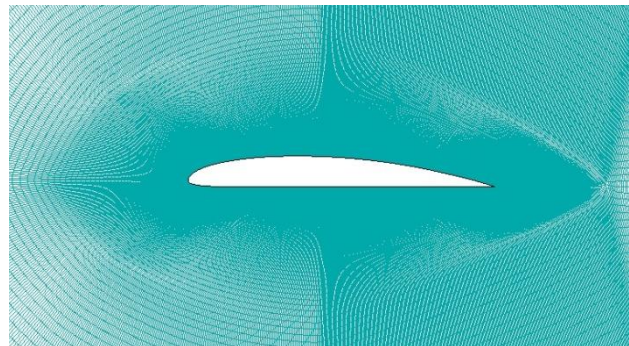


Figura 14 - Aspeto geral da zona de transição no perfil *morphing*

4.2. Seleção do modelo de turbulência

Tendo a malha implementada para o perfil SD2030, foram escolhidos apenas alguns dos ângulos de ataque obtidos por Selig [22], de modo a tornar menor o tempo computacional exigido.

Com a escolha do modelo surgiu também a necessidade de decidir os parâmetros a usar para as simulações. Assim todas as simulações foram efetuadas com soluções de dupla precisão, tendo em conta a complexidade de alguns dos casos, nomeadamente para o flape normal. Para ajudar ao processamento da informação obtida, reduzir algum tempo de computação e ajudar a melhorar a precisão optei por processamento paralelo.

Após o Fluent estar completamente aberto e com o caso pronto a definir, a primeira coisa a fazer foi corrigir as dimensões da malha, isto é, apesar da malha ter sido criada em milímetros, o fluent carrega a malha considerando que ela foi criada em metros, tendo sido por isso necessário aplicar uma escala para corrigir este efeito. Para o *solver* foi escolhido um do tipo *Pressure-Based* tendo em conta o regime subsónico de baixo Reynolds, sendo um escoamento praticamente incompressível, e definindo este último ainda como estacionário e bidimensional.

Uma vez que todas as análises são baseadas em escoamentos reais a escolha de modelos pode ser simplificada de duas maneiras: primeiro, serão utilizados somente modelos com turbulência, e segundo, serão usados apenas modelos com baixo custo computacional, ou seja, que requeiram poucos recursos. Sendo assim, utilizar-se-ão apenas os modelos, e as respetivas variações, representadas na Tabela 2.

Tabela 2 - Modelos existentes no Fluent utilizados para seleccionar o mais adequado

Modelo	Varição	Tratamentos de parede
Spallart-Almaras (S-A)	Vorticity-Based	N/A
	Strain/Vorticity-Based	
k-epsilon ($k-\epsilon$)	Standard	Standard Wall Functions
		Non-Equilibrium Wall Functions
	RNG	Enhanced Wall Functions
		Standard Wall Functions
Realizable	Non-Equilibrium Wall Functions	
	Enhanced Wall Functions	
	Standard Wall Functions	
k-omega ($k-\omega$)	Standard	N/A
	SST	

Para as simulações dos casos de estudo a escolha do modelo vai depender desta análise.

Após a seleção do modelo de turbulência a utilizar segue-se a definição do fluido. Como é óbvio foi escolhido o ar como fluido e declarou-se a densidade de $1,225\text{kg/m}^3$ como constante, bem como a viscosidade de $1,7894\text{E-}5\text{kg/(m.s)}$, também constante. De seguida é necessário definir as condições de fronteira do volume de controlo, e neste caso no valor de entrada foi escolhido um *Velocity Inlet* em que os dados de entrada são em função da velocidade, e estão detalhados na Tabela 3. Para os dados de saída foi escolhido um parâmetro de *Pressure Outlet* que permite definir um diferencial de pressão de saída igual a zero, permitindo que o escoamento se desenvolva livremente e na sua totalidade dentro do volume de controlo. Nestas duas condições, foi ainda definido o método de especificação da turbulência, e para as simulações seguintes foi escolhido a percentagem de intensidade e a escala de comprimento da mesma, sendo estas definidas por 0,1% e 1m, respetivamente. A escolha desta percentagem é em função do trabalho de Selig [22]. Os valores de referência foram escolhidos em função das condições de entrada.

Tabela 3 - Dados da condição de fronteira de entrada para os vários casos

Ângulo de ataque [°]	Componente segundo X	Componente segundo Y	Velocidade [m/s]	Numero Reynolds
Dados para a análise de modelos				
-4	0,99756	-0,06976		
-2	0,99939	-0,03490		
0	1	0	12	200.000
2	0,99939	0,03490		
4	0,99756	0,06976		
Dados para as simulações dos casos de estudo				
-5	0,99619	-0,08716		
-3	0,99863	-0,05234	15	256720
-1	0,99985	-0,01745		
0	1	0		
1	0,99985	0,01745		
3	0,99863	0,05234	20	342294
5	0,99619	0,08716		
7	0,99255	0,12187		
9	0,98769	0,15643		
11	0,98163	0,19081	25	427867
13	0,97437	0,22495		
15	0,96593	0,25882		

Para o acoplamento Pressão-Velocidade foi escolhido o algoritmo acoplado baseado na pressão, o que oferece mais vantagens sobre os outros algoritmos segregados. O algoritmo acoplado obtém uma implementação mais robusta e eficiente da fase simples para escoamentos estacionários. Na discretização espacial foi escolhido o *Green-Gauss Node Based* para a equação do gradiente, o que considera o centróide das células da malha para o cálculo dos valores escalares e para a computação dos termos de difusão secundários e derivadas da velocidade. Para a discretização de termos como a pressão, o momento, a energia cinética e a taxa de dissipação foi usada uma discretização de segunda ordem. Esta escolha fundamenta-se com o não paralelismo do escoamento com a malha na maioria dos casos em estudo e com a relativa complexidade do mesmo, pelo que é aconselhado usar este tipo de discretização. Foi definido como fator de convergência dos residuais o valor de 1E-6. Para posterior tratamento de dados foram definidos os monitores dos coeficientes de sustentação e de arrasto, sendo estes valores guardados em ficheiro anexo para posterior consulta.

Antes de iniciar a simulação do caso é necessário inicializar a solução, ou seja, dar ao Fluent uma primeira estimativa inicial a partir da qual consiga progredir para o resultado

final. Para isto, foi efetuada uma inicialização híbrida, que consiste numa coleção de receitas e métodos de interpolação de fronteiras. Este método resolve a equação de Laplace para determinar os campos de velocidade e de pressão, e todas as outras variáveis, tais como a turbulência, serão automaticamente corrigidas com base nos valores médios do domínio ou numa receita de interpolação em particular.

Após todos estes parâmetros estabelecidos, foi definido um total de 2.500 iterações para evitar processos muito longos. Este valor veio a revelar-se praticamente inatingível na maioria dos casos em que os resultados foram válidos.

4.3.Obtenção das coordenadas da asa construída

De modo a realizar a análise da asa, foram delimitadas algumas secções na mesma para retirar o perfil de cada secção. Deste modo ao interpolar os vários perfis, resultaria um perfil médio da asa construída.

Para obter essas secções foi, inicialmente, seguido o método de Mark Drela [24]. Tal como sugerido pelo autor, foi utilizado um fio de estanho para soldar. No entanto, devido á elevada maleabilidade do material bem como da pouca rigidez da casca da asa, tornou-se difícil a obtenção destas secções, principalmente na zona média da envergadura. A Figura 15 demonstra duas tentativas de obter o perfil da primeira nervura da asa, perto da ponta.

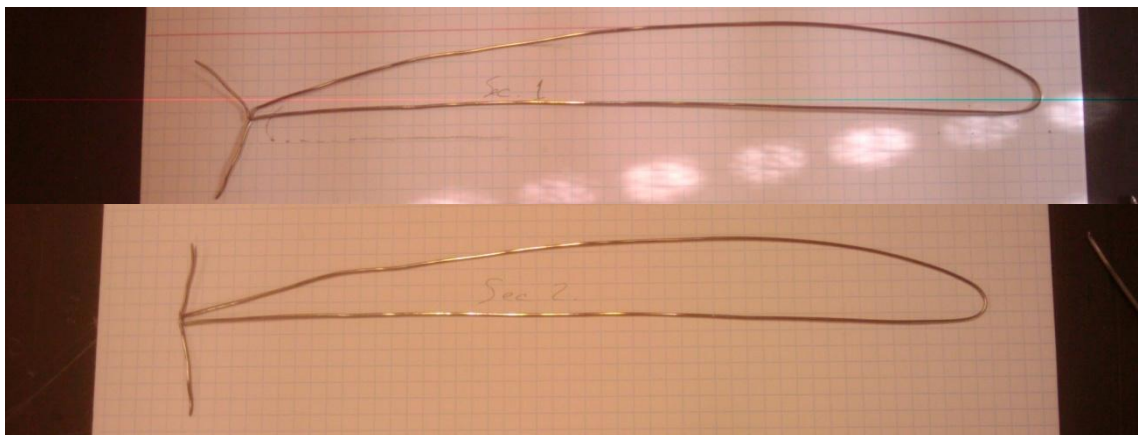


Figura 15 - Obtenção do perfil da asa com fio de estanho. (cima) primeira tentativa; (baixo) segunda tentativa

Optou-se então por um método um pouco mais difícil e moroso. Foi construída uma bancada de medição que tinha por base o uso de dois comparadores, um para obter as coordenadas em Y, e outro para obter as coordenadas em X. De modo a permitir a deflexão do flape, foram também construídos apoios com a forma do perfil em espuma de poliestireno extrudido que posicionam o intradorso na horizontal. Para aplicar a deformação do flape sem ser necessário ligar todo o sistema de atuação, elaboraram-se uns apoios em escada que eram fixos ao apoio principal de acordo com a deflexão pretendida. A asa era de seguida fixa nos apoios com a deflexão pretendida de modo a pudermos fazer-se as leituras. Para eliminar

erros de medição longitudinal, todo o sistema foi alinhado segundo guias perpendiculares ao limite da mesa de trabalho. O aspeto geral do processo está representado na Figura 16.

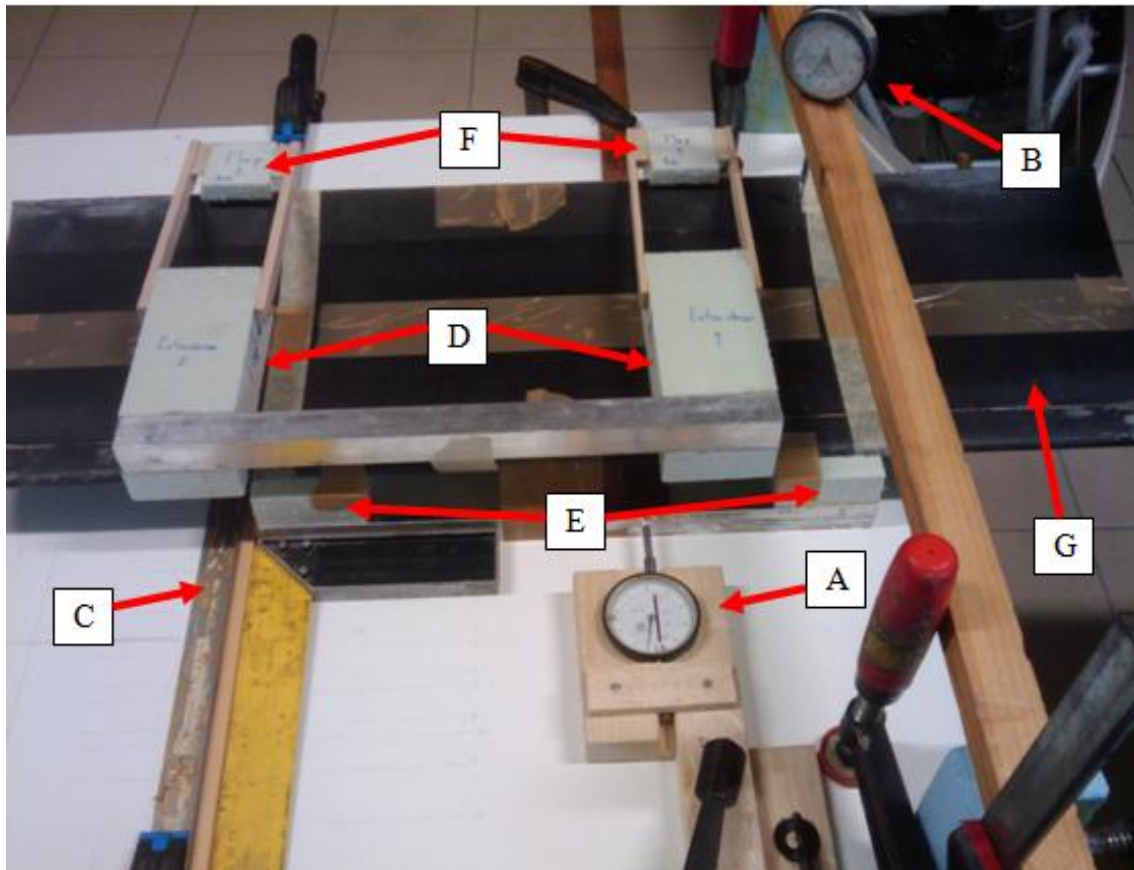


Figura 16 - Esquema da montagem de medição da asa construída. A) Comparador para medições em X e respetivo apoio. B) Comparador para medições em Y e respetivo apoio. C) Guia lateral. D) Suporte para medições do extradorso. E) Suporte para medições do intradorso. F) Apoios para a deformação do flape. G) Asa morphing com deflexão do flape de 30°



Figura 17 - Pormenor da ponta do comparador Y

O comparador Y encontrava-se fixo numa barra de madeira, segura por grampos, com altura suficiente para a passagem da asa colocada sobre os apoios. A ponta fornecida no equipamento é grande para o trabalho pretendido, pelo que foi colada com cianoacrilato uma agulha na extremidade do comparador eliminando assim alguns erros de leitura principalmente no bordo de ataque onde a curvatura e inclinação do perfil é mais acentuada (Figura 17).

O comparador X foi colocado num apoio em balsa que seria posteriormente fixo com um grampo à mesa para evitar o seu deslocamento em concordância com o movimento da asa. Tendo em conta o limite dimensional do comparador, quando era necessário fazer a sua movimentação a asa era fixa à mesa para evitar deslocamentos indesejados.

Dada as diferentes precisões dos comparadores ($\pm 0,1\text{mm}$ para o comparador X e $\pm 0,01\text{mm}$ para o comparador Y) as leituras efetuadas podem conter alguns erros pelo que o valor assinalado no comparador foi sempre arredondado à marcação mais próxima do ponteiro indicador. Outro aspeto a ter em conta é a força da mola, uma vez que em certas zonas da secção da asa não existia nenhum suporte rígido para a casca (nervuras ou longarinas), esta por vezes deformava ligeiramente sob a força do comparador. Foram retirados cerca de 230 pontos em cada secção para obter uma boa referência do perfil da asa. A título de exemplo são apresentadas a seguir comparações entre o perfil obtido da asa construída e o perfil teórico, nomeadamente para as deflexões de 0° na Figura 18 e de 20° na Figura 19, estando as restantes deflexões, em anexo, representadas da Figura 32 à Figura 34. A obtenção dos perfis teóricos com deflexões é descrita nos parágrafos seguintes.

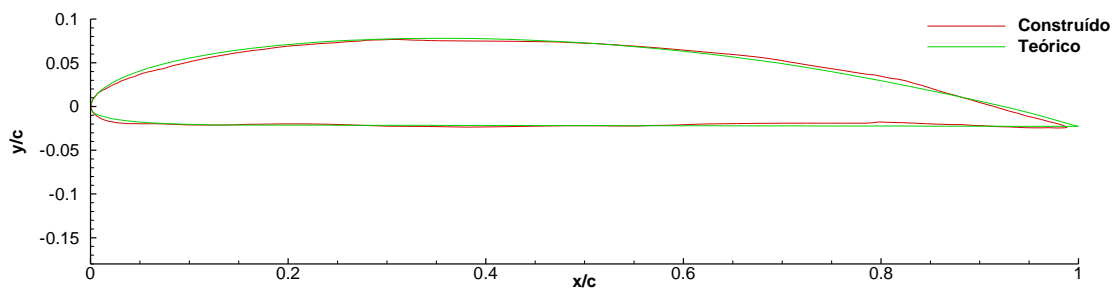


Figura 18 - Comparação do perfil teórico com o perfil construído sem deflexão

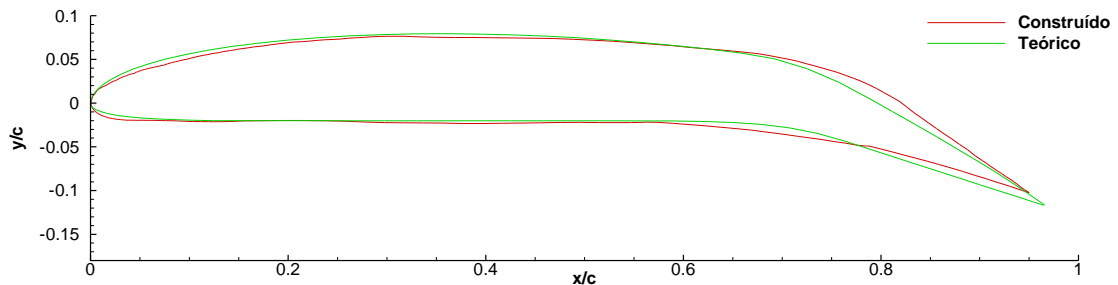


Figura 19 - Comparação do perfil teórico com o perfil construído com deflexão de 20°

4.4. Desenhos dos flapes

4.4.1. Flape Morphing

Para melhor definir a curvatura do perfil segundo a configuração *morphing* foram efetuados dois cortes. Estes cortes correspondem às zonas móveis da casca, nomeadamente, o espaço entre a longarina secundária e o ponto de fixação da nervura do flape no extradorso, e o espaço entre a fixação da casca de sobreposição e o ponto de fixação da nervura no intradorso. Foi também colocado o ponto de rotação do flape numa posição idêntica à asa construída. Na Tabela 4 encontra-se o resumo das medidas tiradas da asa.

Tabela 4 - Coordenadas dos cortes das cascas e posição do eixo do flape

	Ponto inicial (medido a partir do BA) [mm]	Ponto final (medido a partir do BF) [mm]
Corte do Extradorso	165	-58
Corte do intradorso	140	55
	Coordenada X (medido a partir do BA) [mm]	Coordenada Y (medido a partir do intradorso) [mm]
Eixo do flape	175	10

Selecionando as partes representativas da casca do flape e aplicando como centro de rotação o ponto referente ao eixo do flape aplicou-se a deflexão pretendida. De modo a dar a curvatura da casca quando da atuação do flape, foi criada uma *spline* em cada corte com a respectiva tangência à linha já existente. Assim, e a título de exemplo, pode ver-se na Figura 20 todo este processo, por etapas, para uma deflexão de 20°.

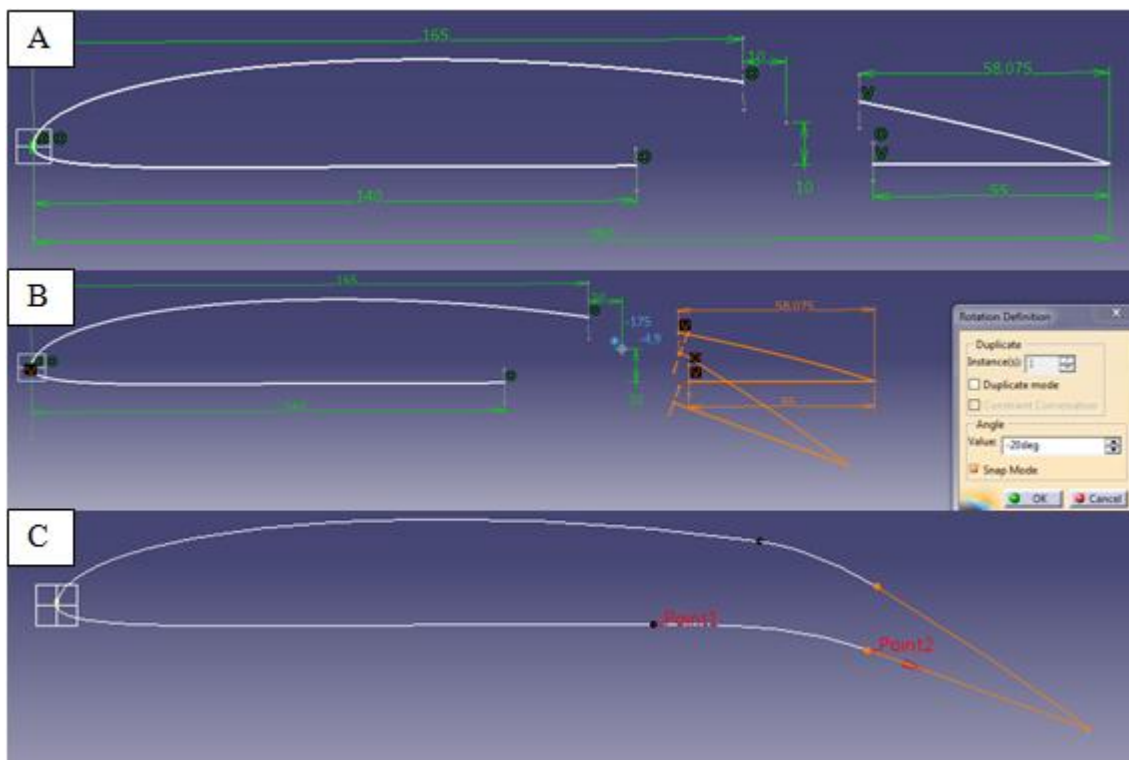


Figura 20 - Passos do processo de desenho do flape *morphing*: (A) Corte da casca e posicionamento do eixo; (B) Aplicação da deflexão do flape por rotação; (C) Aplicação das *splines* nos cortes com tangência às cascas

4.4.2. Flape Simples

Para o desenho do flape simples convencional procedeu-se de modo semelhante ao flape *morphing*. Foram efetuados dois cortes, também, tanto no intradorso como no extradorso, mais uma vez, com base na asa já construída. Assim mediram-se cerca de 8,892mm a partir da longarina secundária nos quais se colocou um ponto de corte no extradorso; o segundo ponto de corte coincide com o ponto tangente entre uma circunferência, cujo centro se encontra no eixo de rotação do flape, e a casca do extradorso. Procedeu-se do mesmo modo para o intradorso mas desta vez mediram-se cerca de 7,382mm a partir da longarina secundária. De modo a deixar espessura nestes excessos de casca foram feitas duas linhas nos pontos de corte, perpendiculares à casca, com 0,3mm, aproximadamente a espessura da casca da asa. Foram feitos também uns *offsets* da própria casca de modo a ficarem com a mesma curvatura no pequeno excesso.

Após feitos todos os cortes e uniões necessários, tal como no caso do flape *morphing*, foi aplicada a rotação aos elementos constituintes do flape para os ângulos desejados. Na Figura 21 é possível observar os passos efetuados no processo, também para um ângulo de 20°.

Terminados todos os desenhos, estes eram exportados em formato Model (CATIA V4) de modo a poderem ser lidos posteriormente no ANSYS ICEM para lhes ser implementada a malha estudada anteriormente.

4.5. Análise em XFLR5

Para complementar os dados obtidos em Fluent e de modo a ter mais um termo de comparação com os dados experimentais, foram também efetuadas simulações no *software* XFLR5 que tem como base o programa de análise aerodinâmico de perfis XFOIL. Para estas análises foram utilizados apenas os perfis perfeitamente ligados, ou seja, não foram efetuadas análises para o perfil com flape simples com fenda, uma vez que o XFOIL só analisa perfis de apenas um elemento.

As condições de análise utilizadas estão em concordância com os dados utilizados para as simulações do Fluent, tendo sido usados os mesmos valores da Tabela 3. Para a definição da turbulência foi utilizado um n_{crit} igual a 9, valor que é concordante com uma intensidade de turbulência de aproximadamente 0,1%.

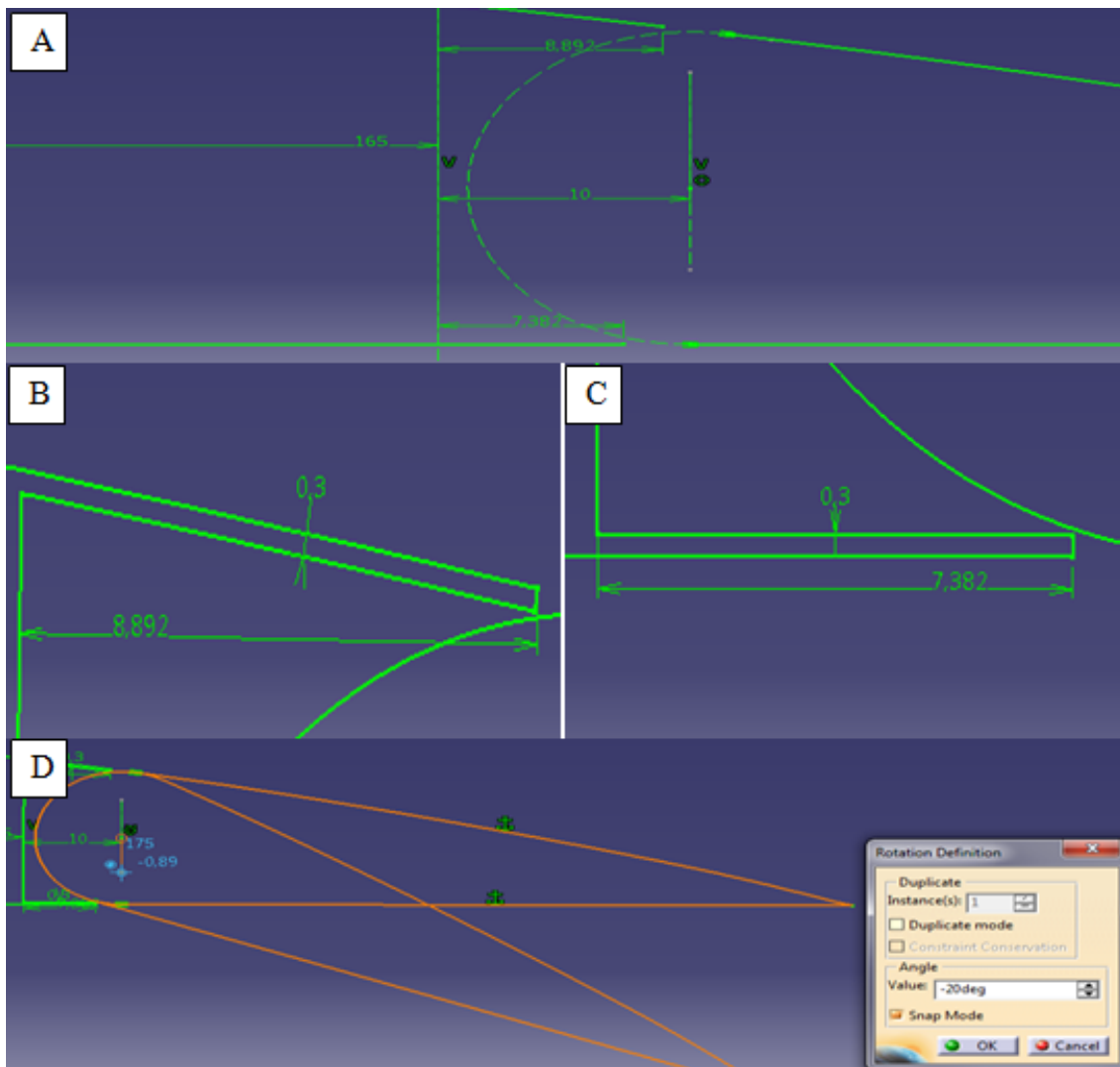


Figura 21 - Passos do processo de desenho do flape normal: (A) Corte da casca e posicionamento do eixo; (B) Aplicação do *offset* da casca até à longarina no extradorso; (C) Aplicação do *offset* da casca até à longarina no intradorso; (D) Aplicação da rotação aos elementos do flape

5. Resultados

Após ter todas as configurações definidas e todos os cenários criados foi possível proceder ao cálculo dos coeficientes de sustentação e de arrasto, tanto no Fluent como no XFLR5. Uma vez que o cálculo computacional por vezes diverge dos valores esperados, não foi possível obter dados concretos em algumas das simulações, em ambos os *softwares*.

As imagens seguidamente apresentadas (da Figura 22 à Figura 25, bem como todas as outras em anexo) contêm toda a informação essencial a cada comparação. Na parte superior das figuras, é possível ver do lado direito o gráfico respeitante ao coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, estando no lado esquerdo o gráfico que relaciona o coeficiente de sustentação com o coeficiente de arrasto. Estes dois gráficos apresentam a mesma escala de Cl para melhor relacionar estas três variáveis a nível visual. Na parte inferior das figuras, está o gráfico da razão de planeio em função do coeficiente de sustentação, permitindo assim determinar o coeficiente de sustentação para a melhor razão de planeio. Na metade inferior está também apresentada a legenda das curvas representadas.

5.1. Análise teórica

5.1.1. Comparação de modelos

Para esta análise foram efetuadas várias simulações ao perfil SG6042 modificado com aplicação de flape *morphing*. Foi utilizado o modelo *k-ε Realizable* do ANSYS Fluent e o programa para análise de perfis XFOIL. Tal como descrito na Tabela 3, foram utilizados ângulos de ataque desde os -5° até aos 15° , com um incremento de 2° , para as velocidades de 15, 20 e 25m/s, bem como para os respetivos números de Reynolds (consoante o *software*). A Figura 22 apenas demonstra os resultados para a velocidade de 15m/s, estando as outras duas velocidades em anexo. Nesta análise é feita uma comparação entre os dados obtidos no Fluent com os dados obtidos no XFOIL. A análise dos dois modelos utilizados (Figura 22; Figura 35 e Figura 36 em anexo) permite consolidar os dados obtidos e torná-los o mais credíveis possível. Note-se a proximidade entre os valores obtidos pelo XFOIL com os dados obtidos experimentalmente (Figura 4). O mesmo se verifica para estas análises.

Ao nível do coeficiente de sustentação, as diferenças de dados mostram-se relativamente constantes em todas as velocidades. No entanto, existem alguns pormenores a ter em conta no caso da deflexão negativa. O coeficiente de sustentação mostra-se relativamente superior no XFOIL a 15m/s, sendo a diferença maior para ângulos de ataque positivos entre 1° e 11° . Para a velocidade de 20m/s a diferença já não é tão grande nem nítida e para 25m/s chega a ser quase nula, podendo dizer-se que os dados são muito concordantes. Para as restantes deflexões a diferença no coeficiente de sustentação é mais constante independentemente da

velocidade. Na Deflexão nula, o XFOIL apresenta resultados mais elevados entre os ângulos de -1° a 5° , sendo os dados dos restantes ângulos de ataque inferiores e bastante próximos dos obtidos no Fluent. Na deflexão de flape de 10° , o coeficiente de sustentação no XFOIL começa muita mais baixo atingindo a igualdade para um ângulo de ataque de 0° e mantém-se praticamente constante, embora inferior nos restantes ângulos de ataque. Nas deformações maiores do flape, 20° e 30° , o coeficiente de sustentação do XFOIL também começa inferior e também atinge a igualdade para um ângulo de ataque neutro mas continua estavelmente próximo dos dados do Fluent, mas desta vez com valores mais elevados.

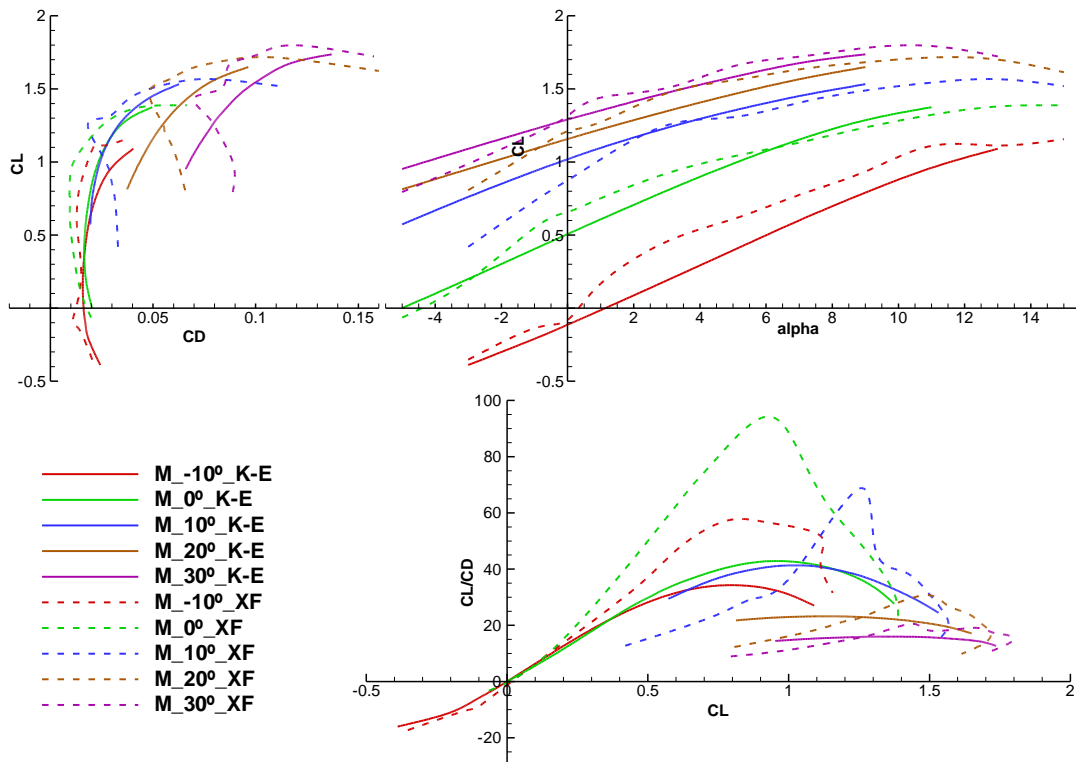


Figura 22 - Comparação entre o modelo k-ε e o XFOIL (XF), a 15m/s

A nível do coeficiente de arrasto, este também é consistente com os dados obtidos para o coeficiente de sustentação, sendo constantes nas diferentes velocidades e apresentam valores próximos uns dos outros. De notar que para deflexões de flape de -10° e 0° os dados obtidos no XFOIL são inferiores aos dados obtidos no Fluent mas consistentes na forma da curva. Para deformações de flape positivas o arrasto apresenta diferenças consideráveis na forma das curvas do XFOIL, começando com valores superiores de arrasto que decrescem rapidamente com o aumento da sustentação e depois se mantêm relativamente estáveis e com diferença constante. Estas variações podem ser explicadas com as diferentes formulações de turbulência de ambos os modelos bem como do tratamento dos coeficientes de fricção da parede do perfil. A variação brusca da geometria, no caso do XFOIL, pode também ter alguma influência nos dados obtidos, uma vez que é uma ferramenta projetada e desenvolvida para análise e comparação de perfis limpos.

5.1.2. Perfil com Flape Morphing vs. Flape Simples

Nesta análise o objetivo é comparar o desempenho do perfil SG6042 modificado nas duas configurações distintas descritas anteriormente, com flape *morphing* e com flape simples com fendas. Desta vez apenas foi utilizado o modelo *k-ε Realizable* do ANSYS Fluent. Tal como descrito na Tabela 3, foram utilizados ângulos de ataque desde os -5° até aos 15° , com um incremento de 2° , para as velocidades de 15, 20 e 25m/s. Analisando a Figura 23 e a Figura 37 e Figura 38 (em anexo), facilmente podemos verificar as melhorias aerodinâmicas que o flape *morphing* providencia face ao flape simples.

O coeficiente de sustentação para um flape com deflexão negativa, nas três velocidades, apresenta uma ligeira vantagem por parte do flape simples, sendo esta posteriormente revogada pelo flape *morphing* para ângulos de ataque superiores a 11° . Para deflexões de flape de 0° e 10° , o coeficiente de sustentação do flape simples é menor mantendo uma diferença constante. Verifica-se nas deflexões de 20° e 30° o efeito contrário ao da deflexão de -10° , ou seja, o coeficiente de sustentação do flape simples é inferior ao longo da gama de ângulos de ataque analisados, tendo valores superiores para ângulos de ataque maiores que 9° , e em alguns casos para ângulos maiores que 5° .

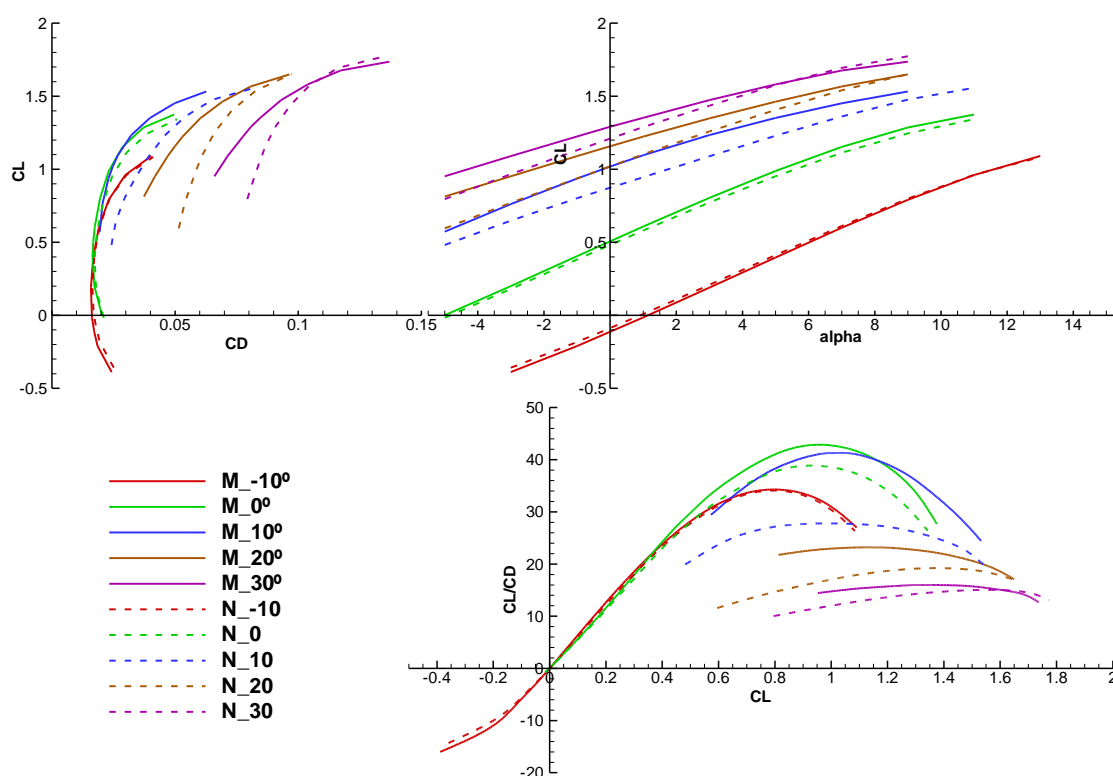


Figura 23 - Comparação do perfil com flape *Morphing* (M) com o perfil com flape simples (N) a 15m/s

Como se previa, as diferenças a nível do coeficiente de arrasto são notórias, principalmente para baixos valores do coeficiente de sustentação. Mais uma vez, aqui também se verifica a elevada semelhança para deflexões de flape de -10° e 0° , e a alteração do padrão esperado para deflexões de flape maiores, 20° e 30° , para as sustentações correspondentes. Estes resultados também se podem analisar em termos da razão de planeio,

onde é possível obter a melhor relação sustentação/arrasto, e deste modo ter uma melhor percepção das alterações no comportamento aerodinâmico.

5.1.3. Influência da velocidade

Nesta análise o objetivo é verificar a influência da velocidade no desempenho do perfil SG6042 modificado nas duas configurações distintas descritas anteriormente, com flape *morphing* e com flape simples com fendas. Foi utilizado apenas o modelo *k-ε Realizable* do ANSYS Fluent. Tal como descrito na Tabela 3, foram utilizados ângulos de ataque desde os -5° até aos 15° , com um incremento de 2° , para deflexões de flape de -10° a 30° .

De um modo geral, a influência da velocidade acarreta essencialmente a alteração da posição das curvas, mantendo a sua forma relativamente constante. Tendo em conta que se trabalhou com velocidades tão baixas, a influência da mesma no coeficiente de sustentação torna-se muito pouco perceptível. Já para o coeficiente de arrasto, é possível observar um distanciamento das curvas com o aumento da deflexão, pelo que é visível a influência da velocidade. É de notar que a influência no coeficiente de arrasto é contrária à influência no coeficiente de sustentação, ou seja, com o aumento da velocidade, o coeficiente de sustentação também aumenta, enquanto o coeficiente de arrasto diminui, o que é resultado do efeito do número de Reynolds no coeficiente de fricção. Estas alterações podem ser vistas na Figura 24 e da Figura 39 à Figura 42 em anexo.

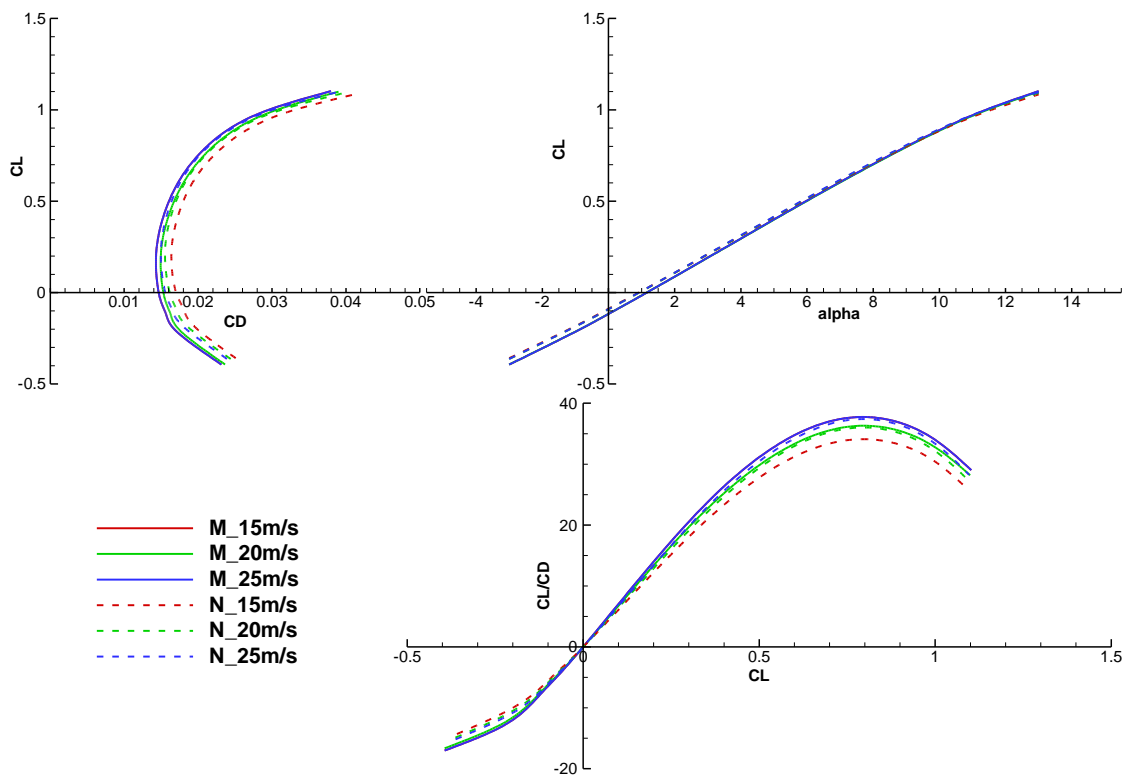


Figura 24 - Influencia da velocidade para o flape *morphing* e o flape simples com deflexão de -10°

5.2. Análise do perfil da asa construída

Seguidamente são apresentados os resultados referentes ao perfil da asa construída. Foram feitas duas comparações para esta análise: na primeira, foram comparados os dados obtidos numericamente para este perfil com os dados experimentais obtidos por Pereira *et. al.* [2]; a segunda análise procura comparar numericamente o mesmo perfil da asa construída com o respetivo homónimo teórico, o perfil *morphing*, de modo a avaliar a importância do rigor de construção em modelos experimentais.

5.2.1. Dados experimentais vs. Dados numéricos

Esta análise tem como objetivo a validação dos dados experimentais de Pereira *et. al.* [2]. Para isso são comparados os dados obtidos em túnel de vento com os dados obtidos em Fluent para os perfis retirados da asa construída. Foi utilizado o modelo *k-ε Realizable* do ANSYS Fluent. Tal como descrito na Tabela 3, foram utilizados ângulos de ataque desde os -5° até aos 15° , com um incremento de 2° , para as velocidades de 15, 20 e 25m/s.

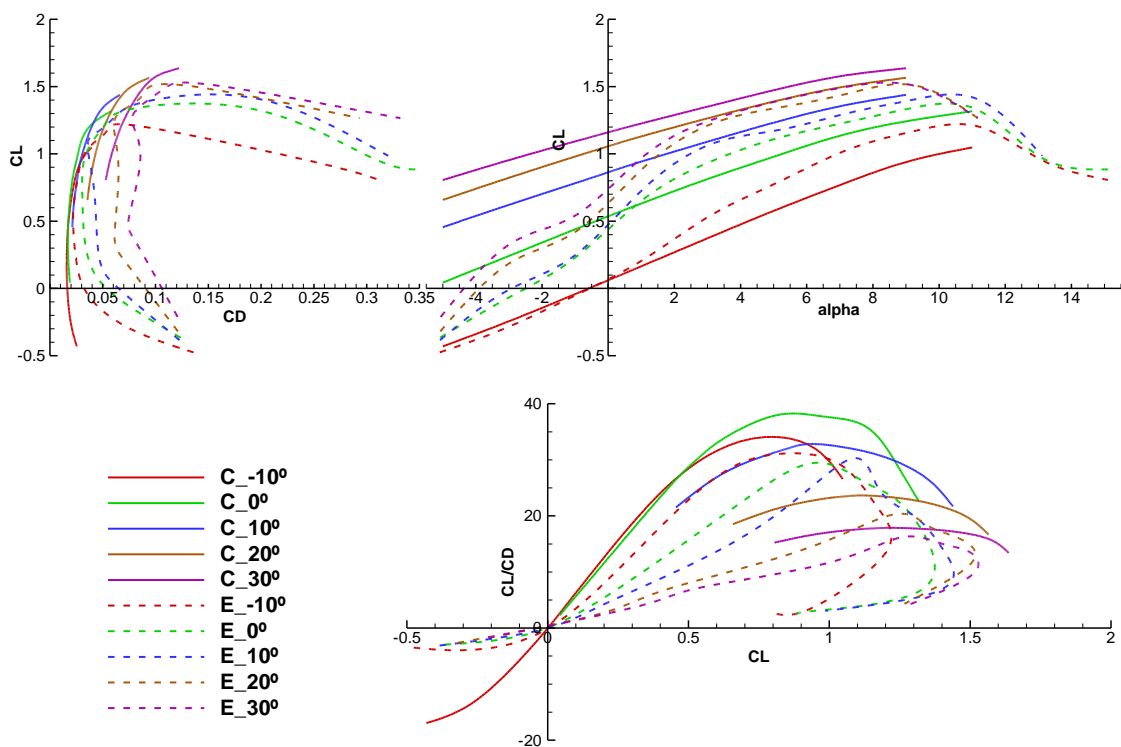


Figura 25 - Comparação dos dados do perfil da asa construída (C), modelada numericamente, com os dados experimentais (E) de Pereira *et. al.* [2], a 15m/s

Pela comparação dos dados experimentais com os dados computacionais obtidos a partir do perfil retirado da asa construída, podemos ver que estes são coerentes entre eles. De notar que, por exemplo para 15m/s (Figura 25), o coeficiente de sustentação experimental começa muito abaixo do coeficiente de sustentação computacional, à exceção da deflexão negativa de -10° , e para ângulos de ataque mais elevados os dados aproximam-se mais. É

também notável a queda acentuada das curvas do coeficiente de sustentação experimentais em ângulos de ataque elevados, podendo estes resultados serem explicados através da entrada em perda do perfil, não sendo este fenómeno fácil de prever numericamente. Para o coeficiente de arrasto é notável a diferença de valores, principalmente em deflexões de flape maiores, e em coeficientes de sustentação mais baixos. É também possível observar nestes coeficientes uma alteração muito brusca para coeficientes de arrasto extremamente elevados, um resultado também associado à entrada em perda da asa. Tendo em conta as variações dos coeficientes, é de esperar a diferença apresentada na razão de planeio, no entanto os valores máximos, e portanto de referência, são próximos em ambos os casos. Para as velocidades de 20m/s (Figura 43) e de 25m/s (Figura 44) é possível observar as mesmas curvas características e pode ser feita a mesma análise.

5.2.2. Perfil *morphing* vs. Perfil da asa construída

Nesta análise espera-se averiguar a influência do rigor de construção em modelos experimentais. Para isso são comparados os dados obtidos em Fluent para os perfis retirados da asa construída com os resultados obtidos do perfil *morphing*. Foi utilizado o modelo *k-ε Realizable* do ANSYS Fluent. Tal como descrito na Tabela 3, foram utilizados ângulos de ataque desde os -5° até aos 15° , com um incremento de 2° , para as velocidades de 15, 20 e 25m/s.

Em primeira análise da Figura 26 facilmente se percebe que a nível dos coeficientes de sustentação há um decréscimo grande dos valores dados pelo perfil da asa construída para deflexões positivas, chegando mesmo a confundir-se a linha dos valores do perfil da asa construída com deflexão de 30° com a linha dos valores do perfil *morphing* com deflexão de 20° . A deflexão neutra é muito semelhante e a deflexão negativa apresenta valores melhores para o perfil da asa construída.

A nível dos coeficientes de arrasto, para a deflexão negativa, o perfil da asa construída apresenta um acréscimo muito impercetível face ao perfil *morphing* para um mesmo coeficiente de sustentação. Para as deflexões de flape de 0° e 10° os coeficientes de arrasto apresentam também valores elevados mas desta vez a diferença é muito maior. Para a deflexão de 20° a diferença de valores já não é tão grande continuando os do perfil *morphing* a ser mais favoráveis. Para a deflexão de 30° , ao contrário das outras deflexões, o coeficiente de arrasto do perfil da asa construída é menor.

De modo semelhante, a mesma observação pode ser feita para as análises referentes à velocidade de 20m/s, na Figura 45, e para as análises referentes à velocidade de 25m/s, na Figura 46.

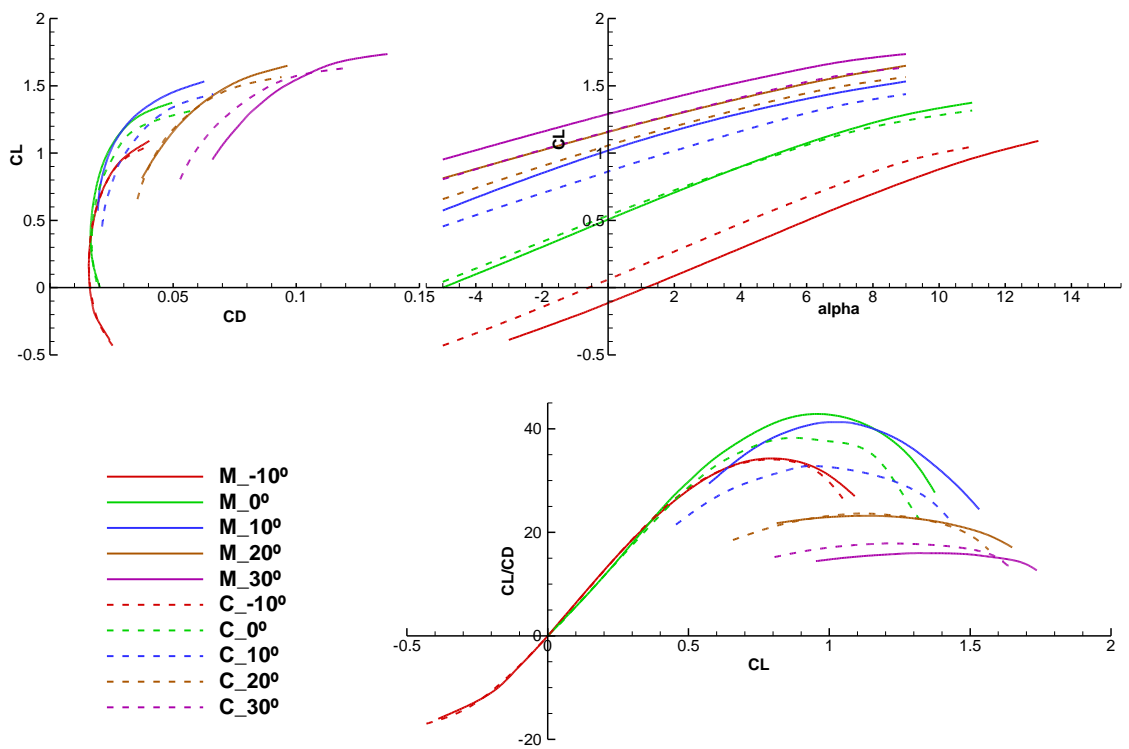


Figura 26 - Comparação dos dados numéricos do perfil da asa construída (C) com os dados do perfil *morphing* (M), a 15m/s

Folha em branco

6. Conclusões

É possível afirmar com toda a certeza que o conceito *morphing* é inovador e trás à comunidade científica novas formas de explorar sistemas complexos capazes de realizar tarefas desempenhadas por sistemas similares, atualmente utilizados, com melhores proveitos. Os estudos efetuados nesta área são cada vez mais extensos e a competitividade aumenta com o número de investigadores que se dedicam a esta área.

Embora a experimentação prática seja ainda um método preferencial das grandes empresas, apesar de dispendiosa, para analisar determinados casos complexos, a análise computacional tem crescido na comunidade científica e tem ganho maturidade com o desenvolvimento de novos algoritmos complexos capazes de simular escoamentos laminares e turbulentos com elevada precisão. O desenvolvimento de ferramentas computacionais com ambiente gráfico agradável e intuitivo, como o caso do ANSYS Fluent, bem como o crescimento exponencial da capacidade computacional existente, tornou as ferramentas CFD mais convidativas e baratas face à experimentação. As ferramentas de CFD são muito úteis e apresentam uma elevada capacidade para resolver escoamentos complexos e com elevada precisão, mas para isso necessitam de ter muitas opções e parâmetros a definir, o que requer um estudo aprofundado das mesmas para melhor definir o escoamento desejado e saber tirar proveito destas ferramentas. Com este trabalho tive a possibilidade de aprofundar os meus conhecimentos nesta área e assim fui capaz de alcançar todos os objetivos propostos.

6.1. Análise teórica

Como se queria demonstrar, o desenvolvimento de uma asa com capacidade adaptativa revelou-se, teoricamente, melhor que a sua congénere com superfícies de atuação normais. Embora as melhorias possam não parecer muito significativas, principalmente em termos de sustentação, é notório a redução do arrasto para deflexões de flape maiores, pelo que permite razões de planeio maiores. Consequentemente é necessária menos energia para a progressão do voo, o que resulta num melhor aproveitamento do combustível ou de baterias.

No entanto, e tal como se fazia prever, o flape simples também tem as suas vantagens, nomeadamente para ângulos de ataque muito elevados em que a sustentação se torna maior e o arrasto menor, uma vez que a fenda existente ajuda o escoamento a voltar a colar diminuindo assim a bolha aerodinâmica existente, responsável pelo fenómeno de perda.

Apesar da semelhança dos gráficos com os resultados entre o Fluent e o XFOIL, os dados neles contidos poderiam ser melhorados. As constantes do modelo utilizado foram as fornecidas pelo *software*, e portanto empíricas. Estas constantes podem ser alteradas para ir de encontro ao desejado, mas como cada perfil é diferente e o escoamento tem um

comportamento diferente, afinar estas constantes com os dados de Selig [22] tornou-se mais infrutífero que o esperado. As diferenças nos perfis foram mais fortes e os primeiros resultados obtidos acabaram por ser inválidos, o que levou a prolongar o tempo previsto inicialmente, e a refazer todas as análises. A diferença de resultados também se pode relacionar com as diferentes formulações do escoamento das duas ferramentas. O XFOIL, embora uma ferramenta mais simples, consegue prever a transição de camada limite laminar para turbulenta com mais facilidade e adapta-se melhor, portanto, às exigências do escoamento. No caso do Fluent, como foi utilizado um modelo para escoamentos turbulentos, não há uma definição tão detalhada da transição em ângulos de ataque mais neutros o que leva a uma sobrevalorização do coeficiente de arrasto.

6.2. Análise do perfil da asa construída

Em termos do perfil da asa construída, é de notar que as imperfeições na construção podem alterar os resultados finais, por mais pequenas que sejam. Apesar dos dados experimentais terem sido obtidos com uma velocidade ligeiramente diferente (cerca de mais 1m/s em cada velocidade), é ainda assim notória a diferença dos dados obtidos.

Outro fator para esta diferença, como já referido ao longo do texto, foi a incapacidade de retirar coordenadas o mais fiéis das secções da asa. Apesar do sistema utilizado ter sido complexo e minucioso, isso não implica a não existência de erros associados, nomeadamente, devido à pouca resistência da casca de carbono para tensões normais concentradas como era o caso da agulha utilizada no comparador, bem como aos próprios erros dos comparadores.

Também se poderia considerar para esta diferença de resultados, a obtenção dos dados em túnel de vento. Uma das condições que Pereira *et. al.*[2] referiu no seu estudo foi a limitação das células de carga para a obtenção da totalidade das forças exercidas pela asa. O nível de turbulência usado no estudo numérico pode ser diferente daquele dos ensaios em túnel de vento, facto que também pode ter tido alguma influência para a desigualdade de valores.

A ter em conta também, é a exigência do rigor de construção. Note-se a evidente perda de desempenho por parte do perfil da asa construída. Notem-se duas situações pertinentes, referentes a esta análise, nomeadamente o coeficiente de sustentação maior por parte do perfil da asa construída com deflexão de -10° e o coeficiente de arrasto menor do perfil da asa construída com deflexão de 30° . A juntar aos erros de leitura dos comparadores e às tensões aplicadas na casca, também o mecanismo apresentou limitações nestes dois ângulos de deflexão, pelo que é visível na Figura 32 e na Figura 34 uma diferença de cerca de 2° ou 3° face ao perfil *morphing*. Embora seja uma diferença pequena na deflexão, as implicações no escoamento tornam-se evidentes.

6.3.Trabalhos futuros

Tendo em conta as diferenças dos modelos numéricos, acho que seria interessante, a repetição deste trabalho com o modelo $k-\omega$ SST. Como foi possível observar na análise dos vários modelos, este que referi agora também apresentou resultados muito semelhantes aos obtidos experimentalmente.

Tendo em conta o elevado uso do perfil SG6042 modificado, pelo departamento onde me insiro, acho que seria proveitoso determinar as constantes do modelo para este perfil. Deste modo, posteriores trabalhos a nível computacional teriam uma base mais sólida para fundamentar os seus resultados, e assim obter melhores comparações com os fenómenos reais.

Tendo em conta que não tive em consideração o atrito da casca para o desenvolvimento da camada limite, outra proposta seria fazer um estudo disso mesmo. Na aeronáutica o atrito é um fator muito restritivo e por vezes para o ultrapassar é necessário recorrer a métodos um bocado grosseiros e que podem comprometer o desempenho da aeronave.

Apesar de ainda não haver uma solução fiável para o mecanismo do flape, também seria de pensar na implementação de um *slat morphing*. O estudo inicial em CFD poderia revelar o próximo passo e, sozinho ou em conjunto com o flape *morphing*, otimizar ainda mais o desempenho da asa e de uma possível aeronave.

Outro trabalho mais arrojado que se poderia levar a cabo futuramente, seria a análise de uma aeronave com superfícies totalmente *morphing*. Isto é, a substituição das superfícies de controlo convencionais por superfícies de controlo *morphing*. A diferença exibida apenas num flape simples, quando levado em escala para uma aeronave completa, poderia trazer ainda mais benefícios, reduzindo de forma elevada o arrasto parasita existente das superfícies de controlo.

Folha em branco

7. Referências

- [1] J. L. Basto, Os 100 anos da aviação, Leiria: Edições Magno, 2003.
- [2] B. Pereira e P. Gamboa, “Desenvolvimento e Teste de um Flape Contínuo Usando o Conceito Rotating Rib,” Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2010.
- [3] A. Y. N. Sofla, S. A. Meguid, K. T. Tan e W. K. Yeo, “Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges,” *Materials and Design*, vol. 31, pp. 1284-1292, 2010.
- [4] J. L. Reed, C. D. Hemmelgarn, B. M. Pelley e E. Havens, “Adaptive wing stutures,” *Smart Structures and Materials: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, vol. 5762, pp. 132-142, 2005.
- [5] D. A. Perkins, J. L. Reed e E. Havens, “Adaptive wing struture,” *Smart Structures and Materials: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, vol. 5388, pp. 225-233, 2004.
- [6] P. Gamboa, J. Vale, F. J. P. Lau e A. Suleman, “Optimization of a Morphing Wing Based on Coupled Aerodynamic and Structural Constraints,” *AIAA Journal*, vol. 47, pp. 2087-2104, 2009.
- [7] H. P. Monner, H. Hanselka e E. J. Breitbach, “Development and design of flexible Fowler flaps for an adaptive wing,” *Smart Structures and Materials: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, vol. 3326, pp. 60-70, 1998.
- [8] D. P. Wang, J. D. Bartley-Cho, C. A. Martin e B. J. Hallam, “Development of high-rate large-deflection hingeless trailing-edge control surface for the Smart Wing wind tunnel model,” *Smart Structures and Materials: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, vol. 4332, pp. 407-418, 2001.
- [9] R. Vos, R. Barrett, R. Breuker e P. Tiso, “Post-buckled precompressed elements: a new class of control actuators for morphing wing UAVs,” *Samrt Materials and Strutures*, vol. 16, pp. 919-926, 2007.
- [10] F. Austin, M. J. Rossi, W. Nostrand e G. Knowles, “Static Shape Control for Adaptive Wings,” *AIAA Journal*, vol. 32, pp. 1895-1901, 1994.
- [11] J. J. Joo e B. Sanders, “Optimal Location of Distributed Actuators within an In-plane Multi-cell Morphing Mechanism,” *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 20, pp. 481-492, 2009.
- [12] J. K. Strelec, D. C. Lagoudas, M. A. Khan e J. Yen, “Design and Implementation of a Shape Memory Alloy Actuated Reconfigurable Airfoil,” *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 14, pp. 257-273, 2003.
- [13] Y. Dong, Z. Boming e L. Jun, “A changeable aerofoil actuated by shape memory alloy springs,” *Materials Science and Engineering*, vol. 485, pp. 243-250, 2008.
- [14] M. Secanell, A. Suleman e P. Gamboa, “Design of a Morphing Airfoil Using Aerodynamic Shape Optimization,” *AIAA Journal*, vol. 44, pp. 1550-1562, 2006.

- [15] B. S. Yilbas, M. O. Budair e M. Naweed Ahmed, “Numerical simulation of the flow field around a cascade of NACA 0012 airfoils-effects of solidity and stagger,” *Computer methods in applied mechanics and engineering*, vol. 158, pp. 143-154, 1998.
- [16] S. Wang, D. B. Ingham, L. Ma, M. Pourkashanian e Z. Tao, “Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoil,” *Computers & Fluids*, vol. 39, pp. 1529-1541, 2010.
- [17] W. Medjroubi, B. Stoevesandt, B. Carmo e J. Peinke, “High-order numerical simulations of the flow around a heaving airfoil,” *Computers & Fluids*, vol. 51, pp. 68-84, 2011.
- [18] P. Catalano e R. Tognaccini, “RANS analysis of the low-Reynolds number flow around the SD7003 airfoil,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 15, pp. 615-626, 2011.
- [19] J. Yao, W. Yuan, J. Wang, J. Xie, H. Zhou, M. Peng e Y. Sun, “Numerical simulation of aerodynamic performance for two dimensional wind turbine airfoils,” *Procedia Engineering*, vol. 31, pp. 80-86, 2012.
- [20] K. Gharali e D. A. Johnson, “Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall, erosion and high reduced frequencies,” *Applied Energy*, vol. 93, pp. 45-52, 2012.
- [21] V. Parezanovic, B. Rasuo e M. Adzic, “Design Airfoils for Wind Turbine Blades,” University Of Belgrade, Servia.
- [22] M. S. Selig e B. D. McGranahan, “Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines,” NREL/SR-500-34515, 2004.
- [23] ANSYS, Inc, “ANSYS FLUENT 12.0/12.1 Documentation,” [Online]. Available: <https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent12/index.htm>.
- [24] M. Drela, “Propeller Characterization for QPROP,” [Online]. Available: http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/prop_measure.pdf. [Acedido em 11 Março 2011].

8. Anexos

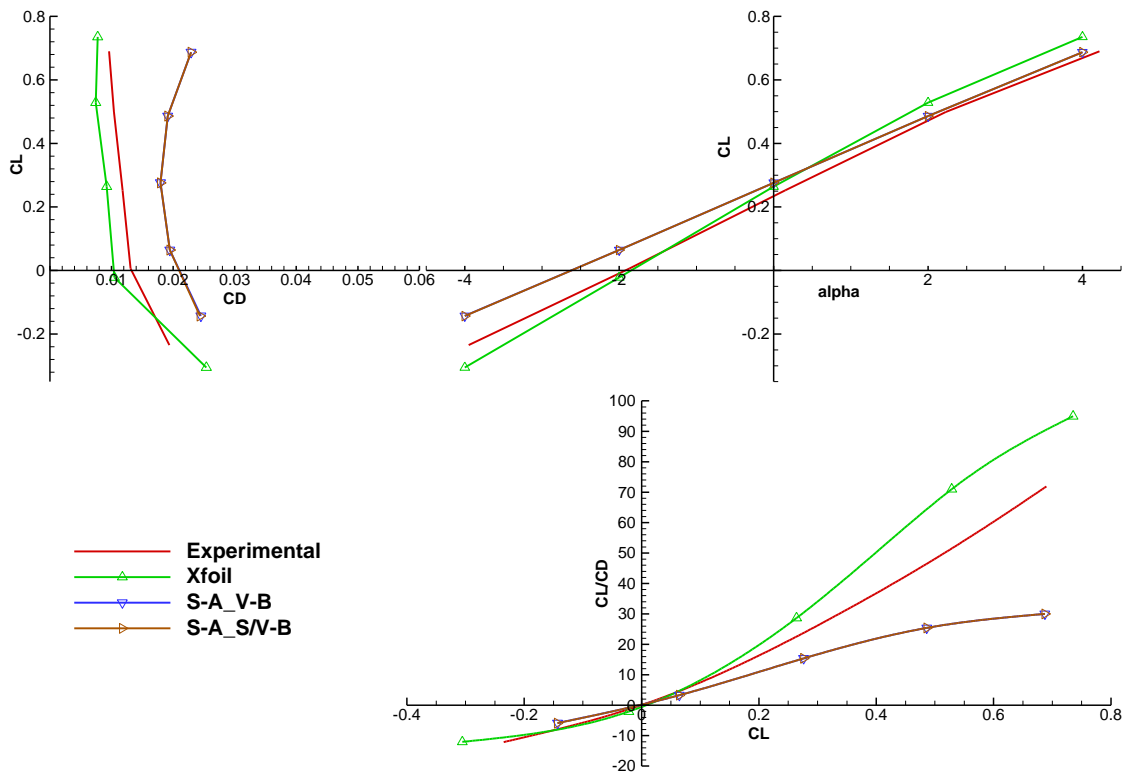


Figura 27 - Análise dos modelos *Spallart-Allmaras* (S-A) e comparação com XFOIL

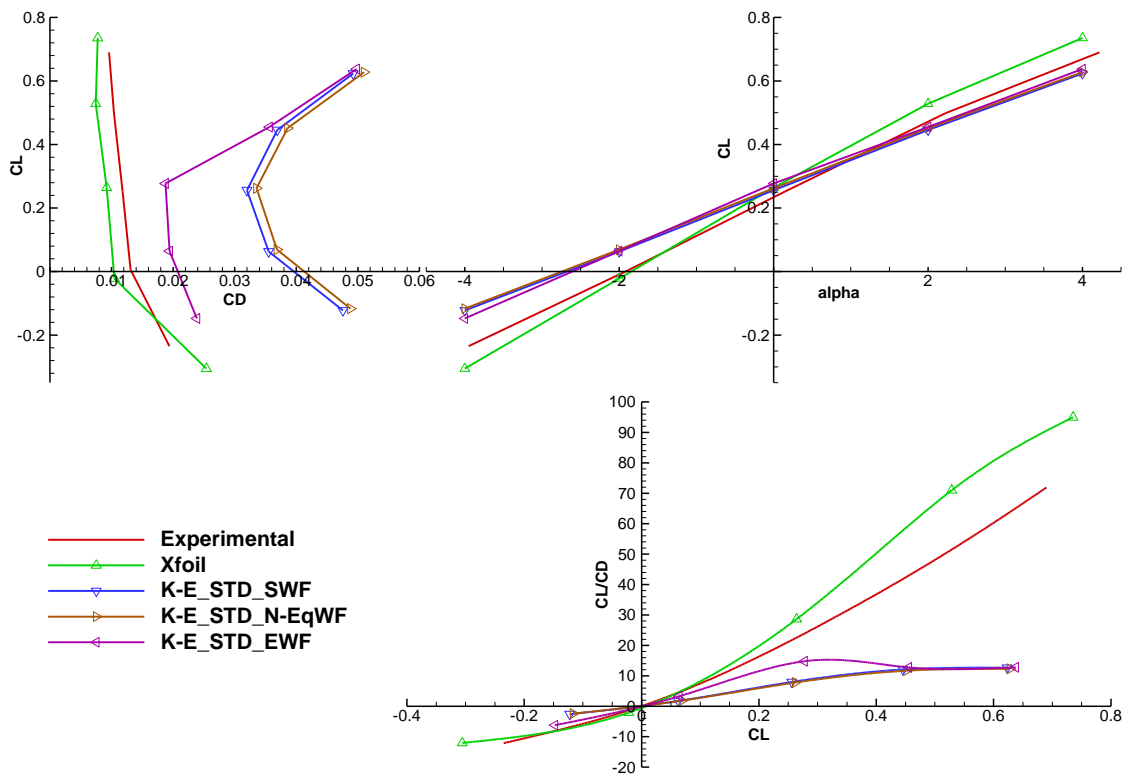


Figura 28 - Análise dos modelos $k-\epsilon$ Standard (K-E STD) e comparação com XFOIL

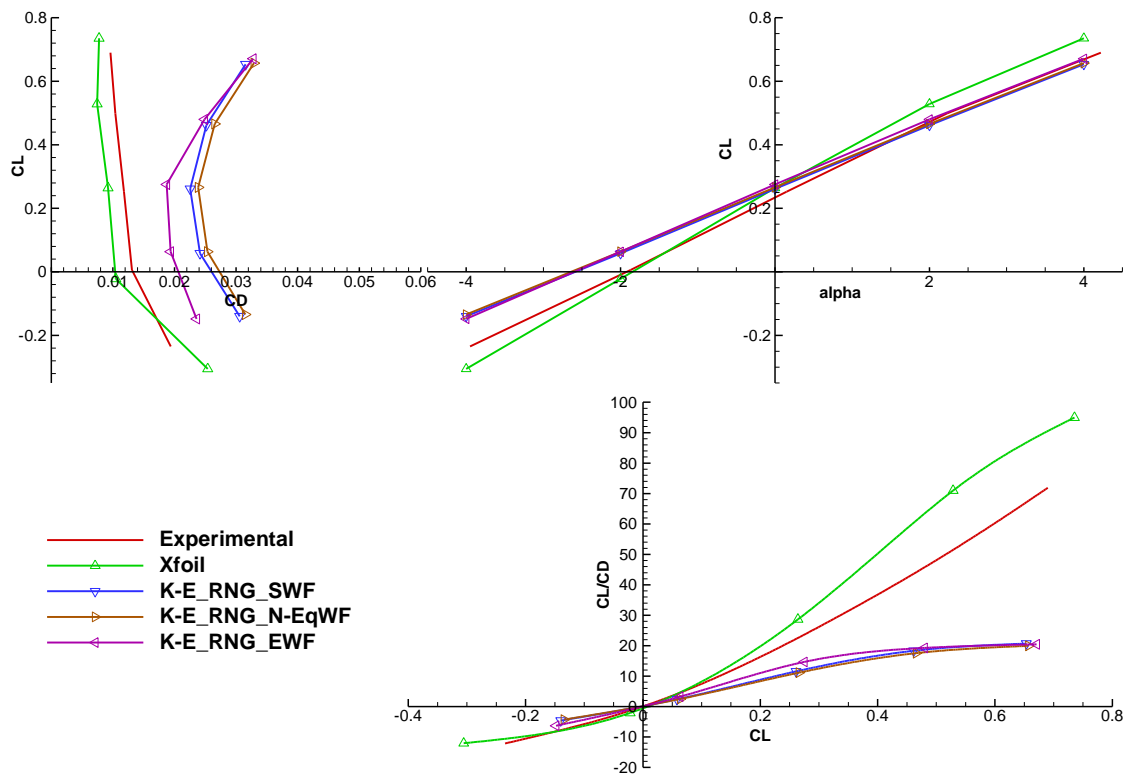


Figura 29 - Análise dos modelos $k-\epsilon$ RNG (K-E RNG) e comparação com XFOIL

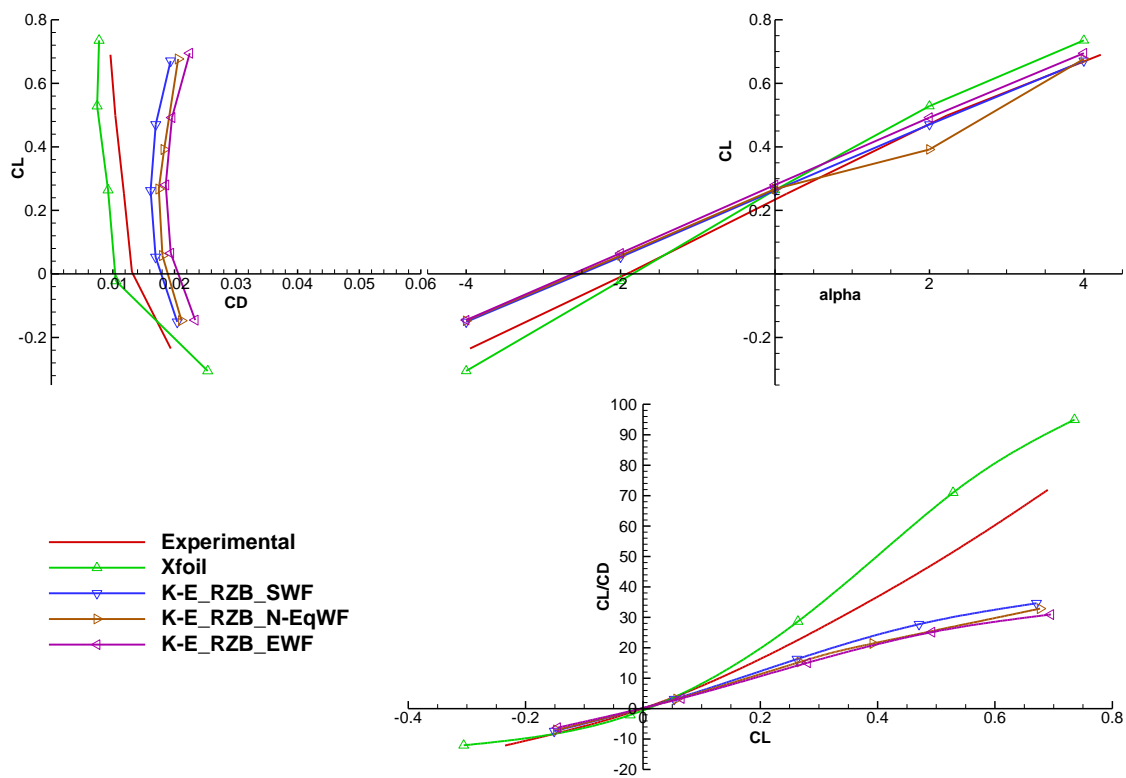


Figura 30 - Análise dos modelos $k-\epsilon$ Realizable (K-E RZB) e comparação com XFOIL

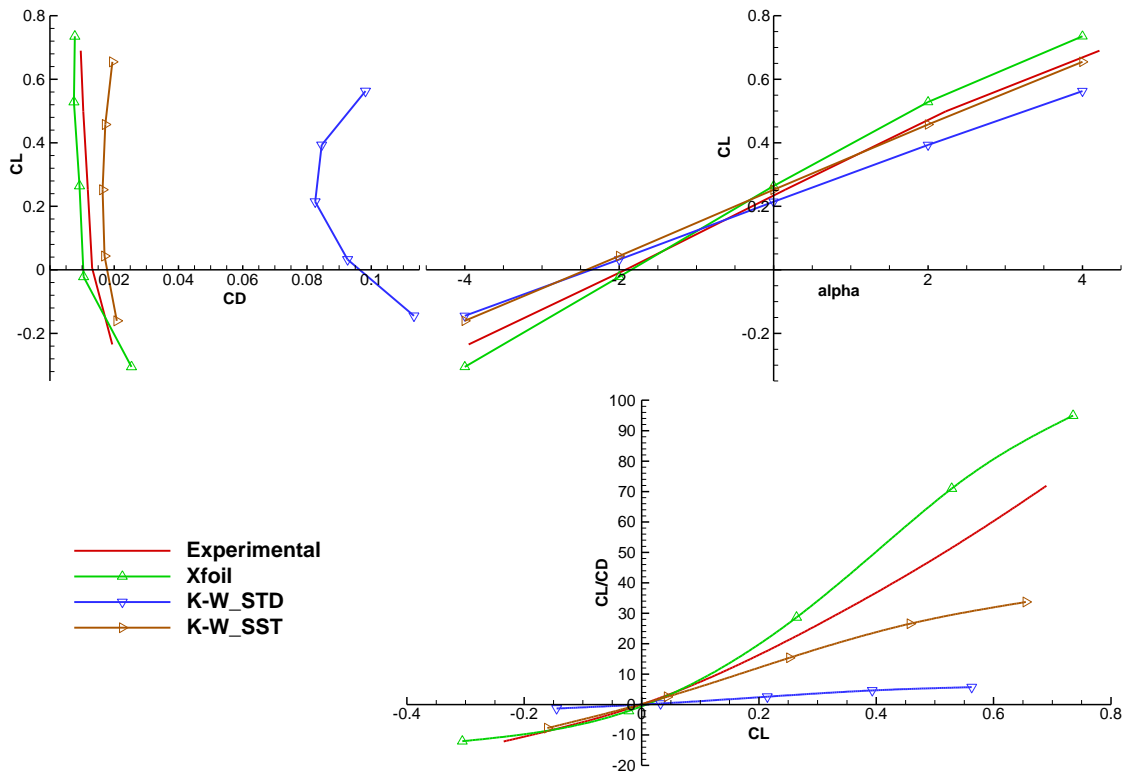


Figura 31 - Análise dos modelos $k-\omega$ (K-W) e comparação com XFOIL

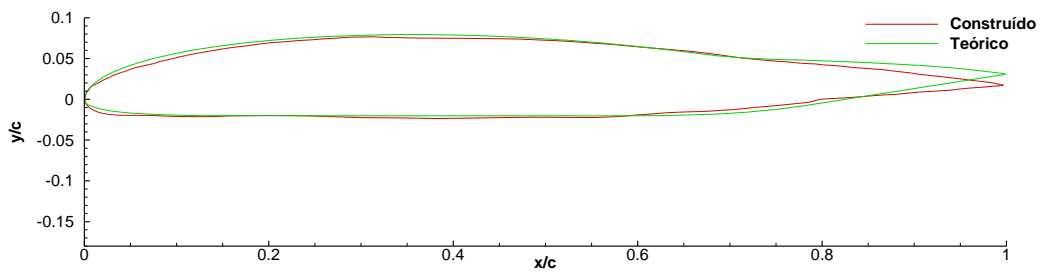


Figura 32 - Comparação do perfil teórico com o perfil construído com deflexão de -10°

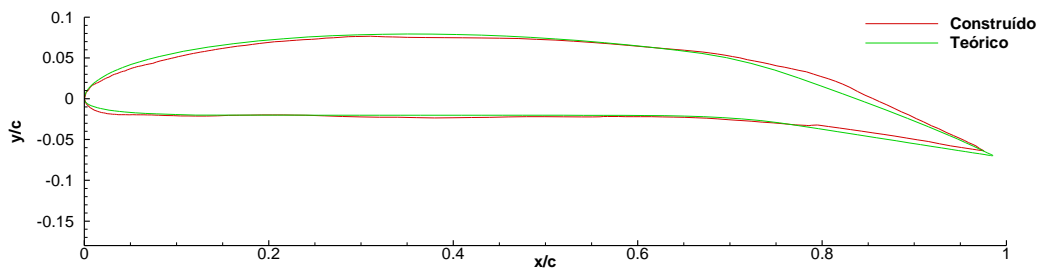


Figura 33 - Comparação do perfil teórico com o perfil construído com deflexão de 10°

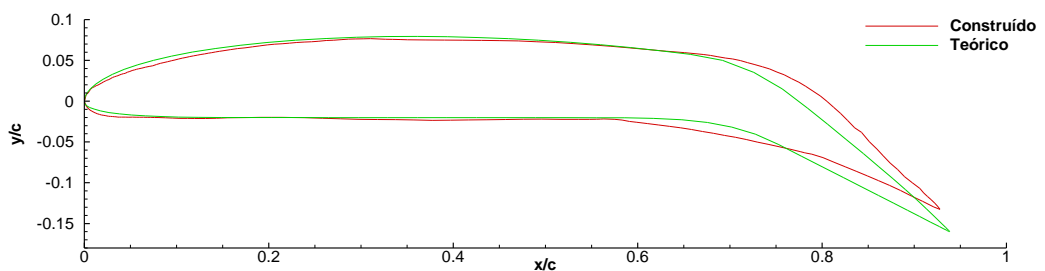


Figura 34 - Comparação do perfil teórico com o perfil construído com deflexão de 30°

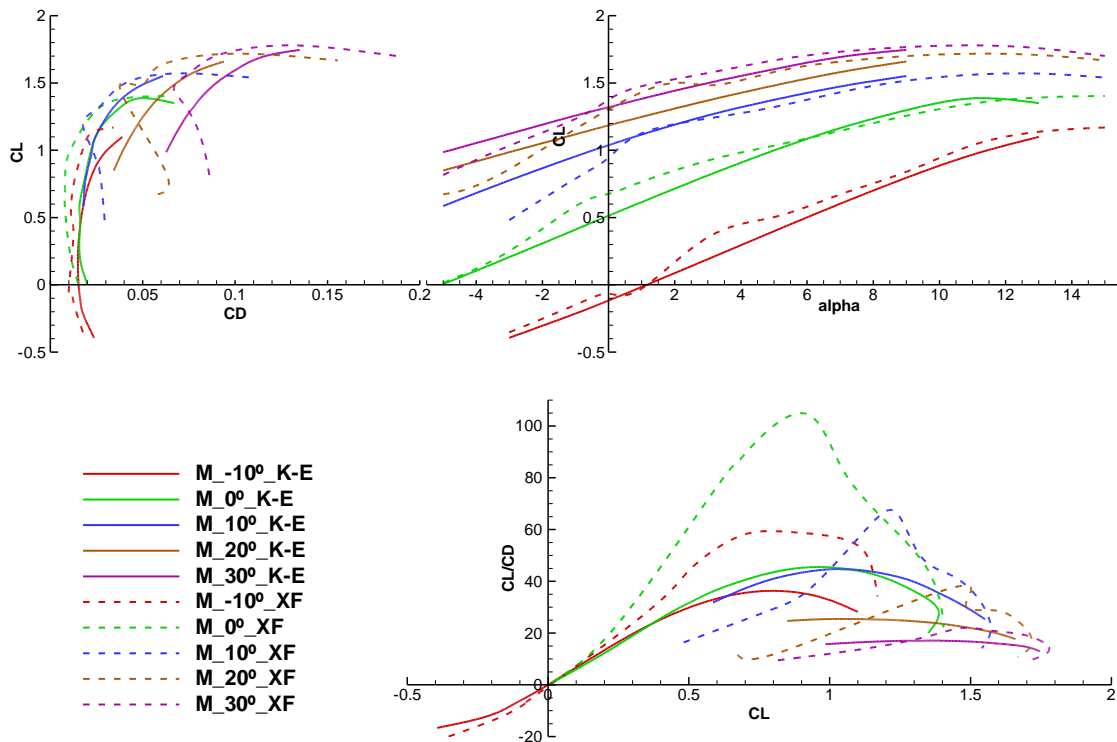


Figura 35 - Comparação entre o modelo $k-\epsilon$ Realizable e o XFOIL, a 20m/s

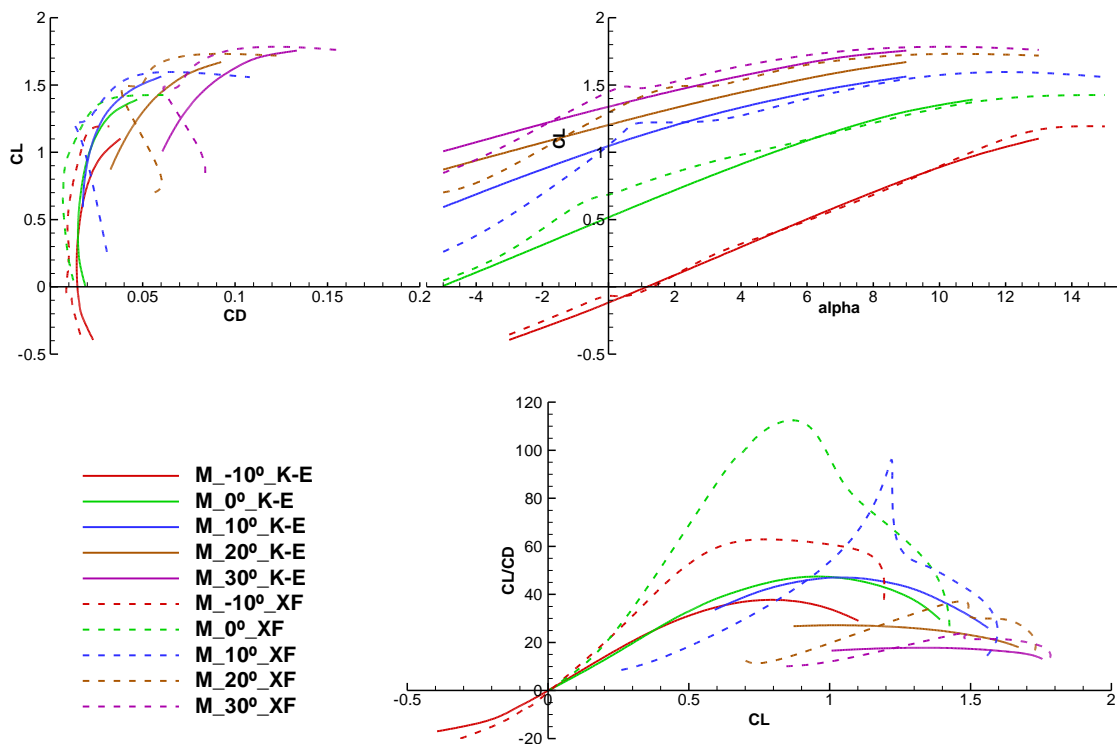


Figura 36 - Comparação entre o modelo $k-\epsilon$ Realizable e o XFOIL, a 25m/s

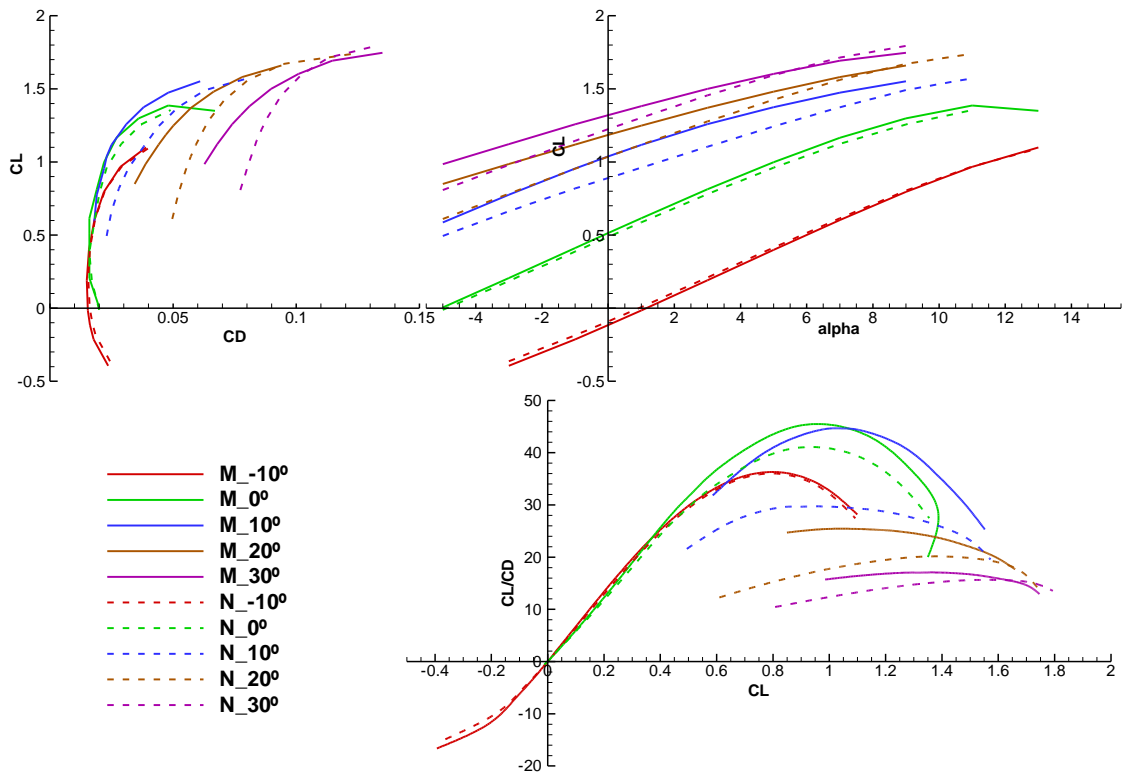


Figura 37 - Comparação da Asa de flape *Morphing* (M) com a Asa de flape Normal (N) a 20m/s

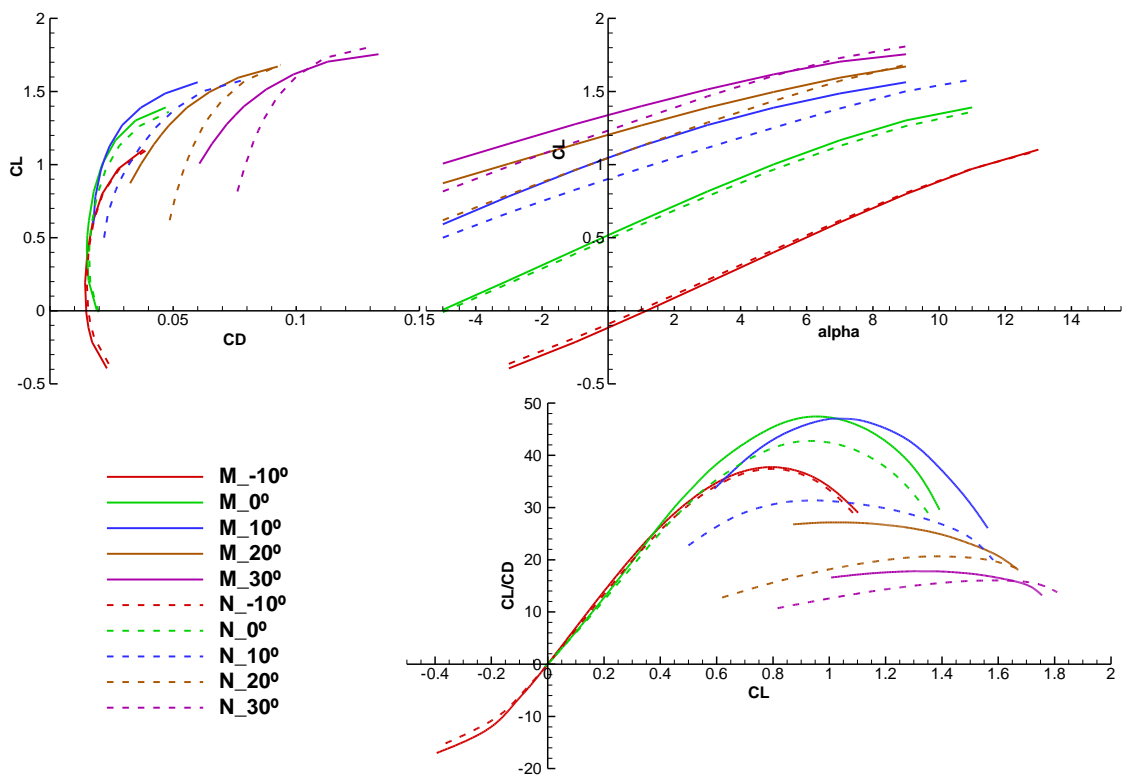


Figura 38 - Comparação da Asa de flape *Morphing* (M) com a Asa de flape Normal (N) a 25m/s

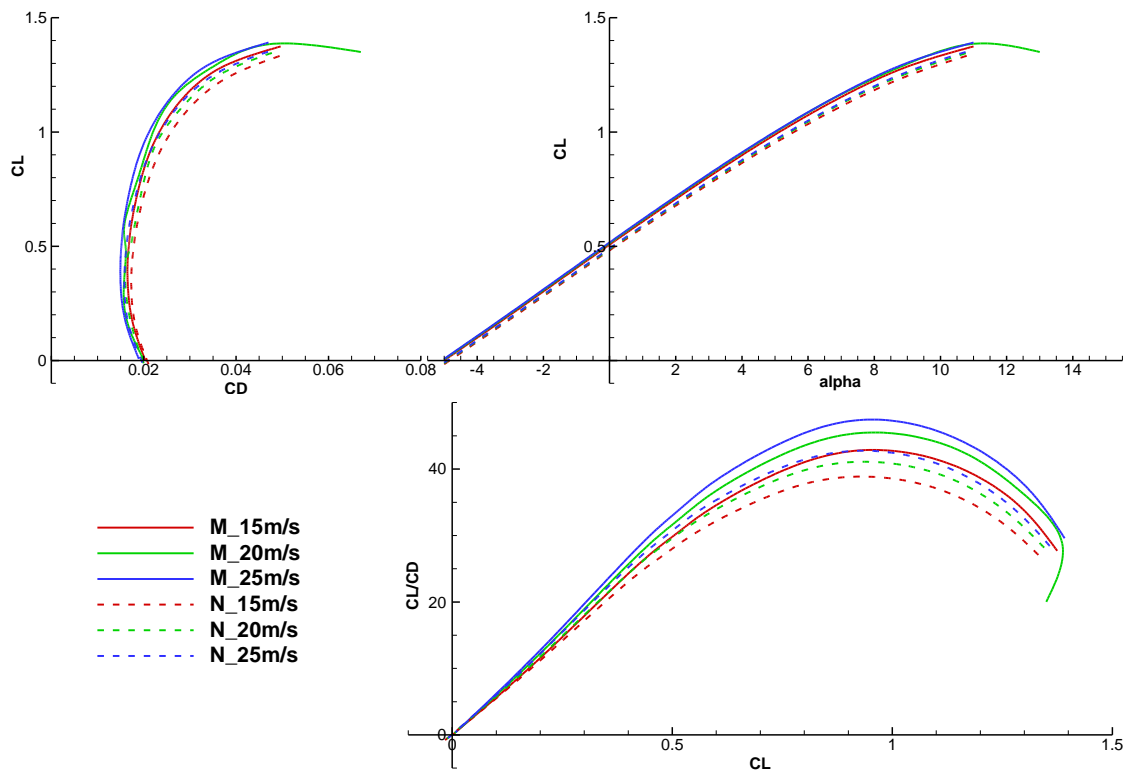


Figura 39 - Influência da velocidade para asa *morphing* e normal com deflexão de 0°

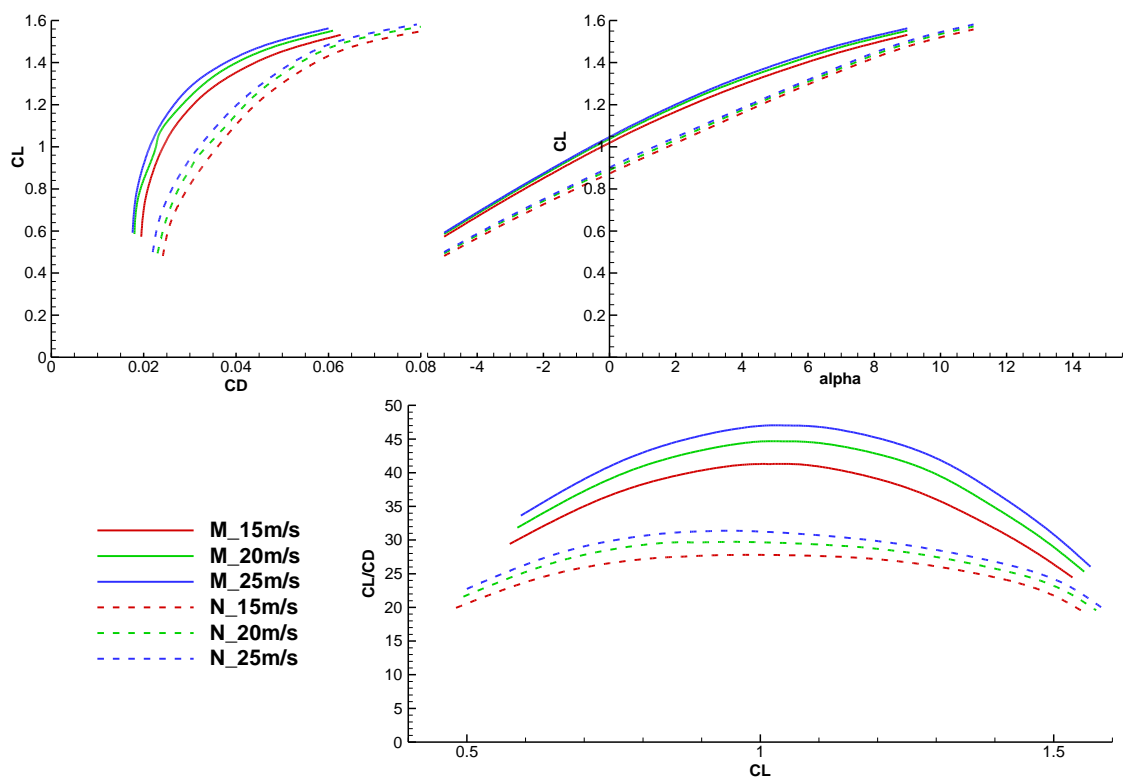


Figura 40 - Influência da velocidade para asa *morphing* e normal com deflexão de 10°

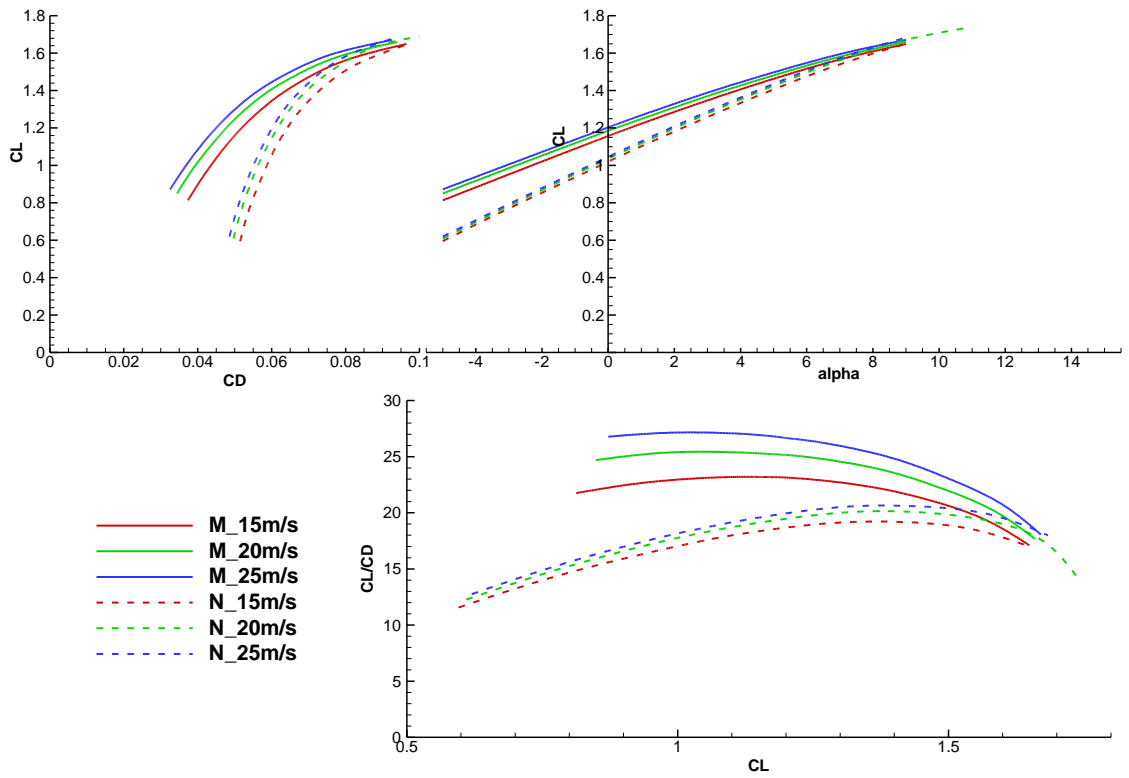


Figura 41 - Influência da velocidade para asa *morhing* e normal com deflexão de 20°

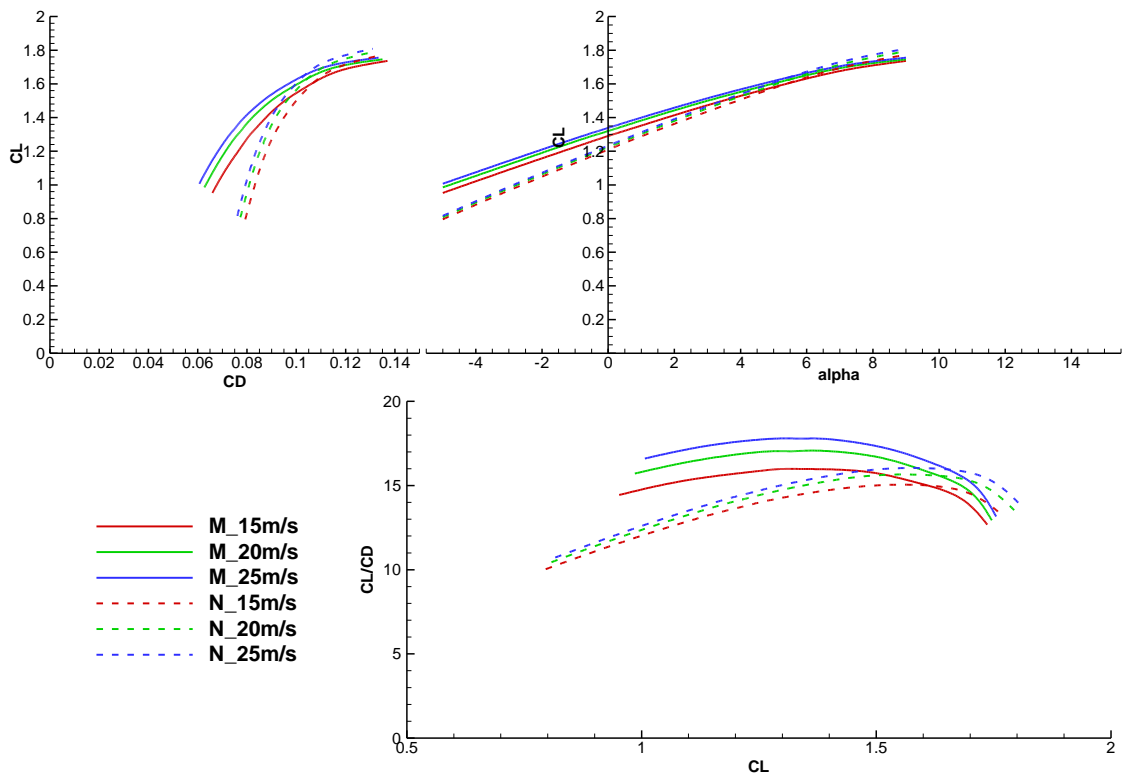


Figura 42 - Influência da velocidade para asa *morhing* e normal com deflexão de 30°

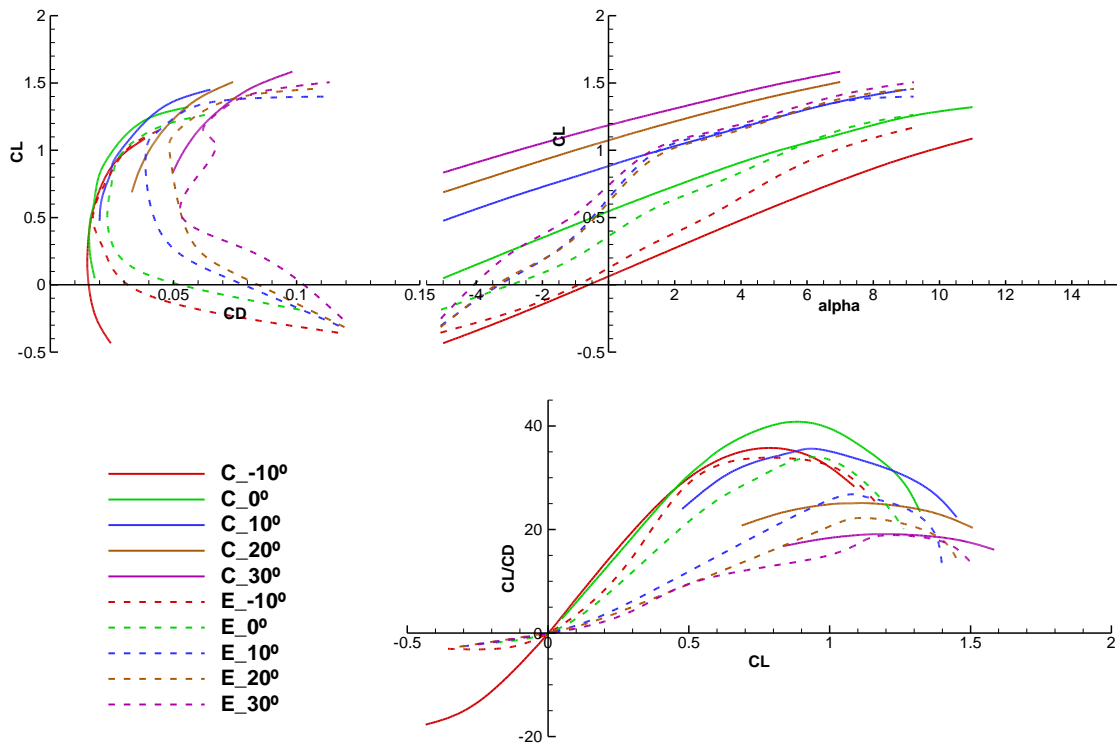


Figura 43 - Comparação dos dados da asa Construída (C), modelada numericamente, com os dados Experimentais (E) de Pereira *et. al.*[2], a 20m/s

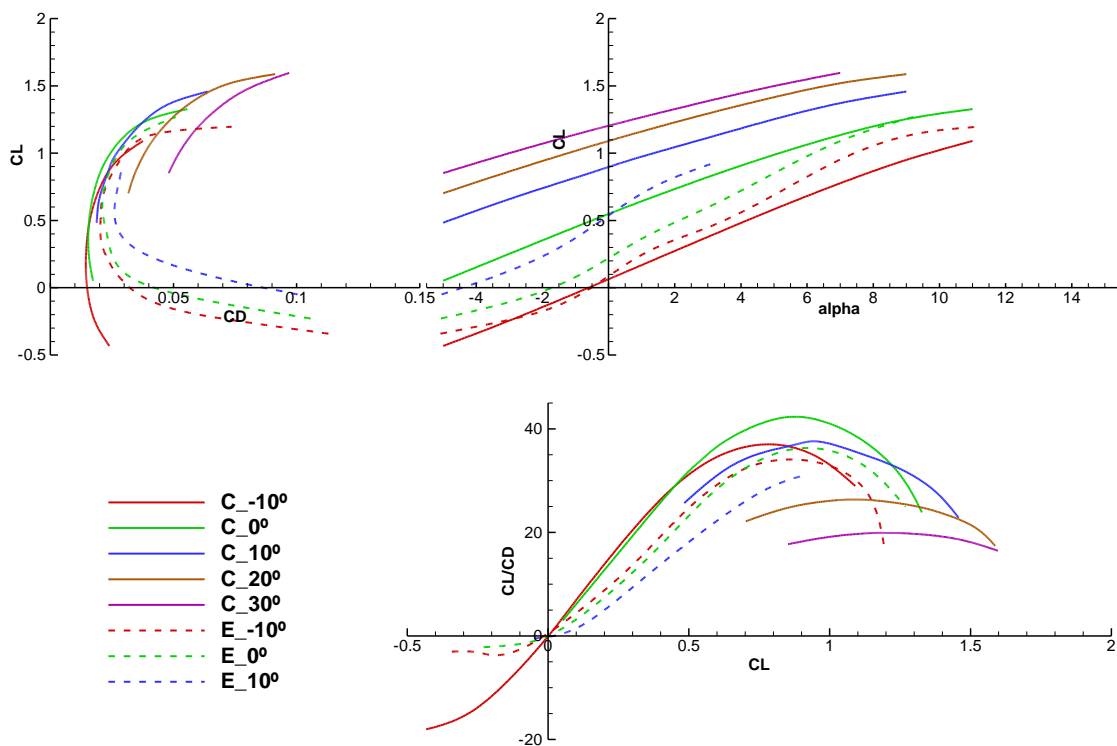


Figura 44 - Comparação dos dados da asa Construída (C), modelada numericamente, com os dados Experimentais (E) de Pereira *et. al.*[2], a 25m/s

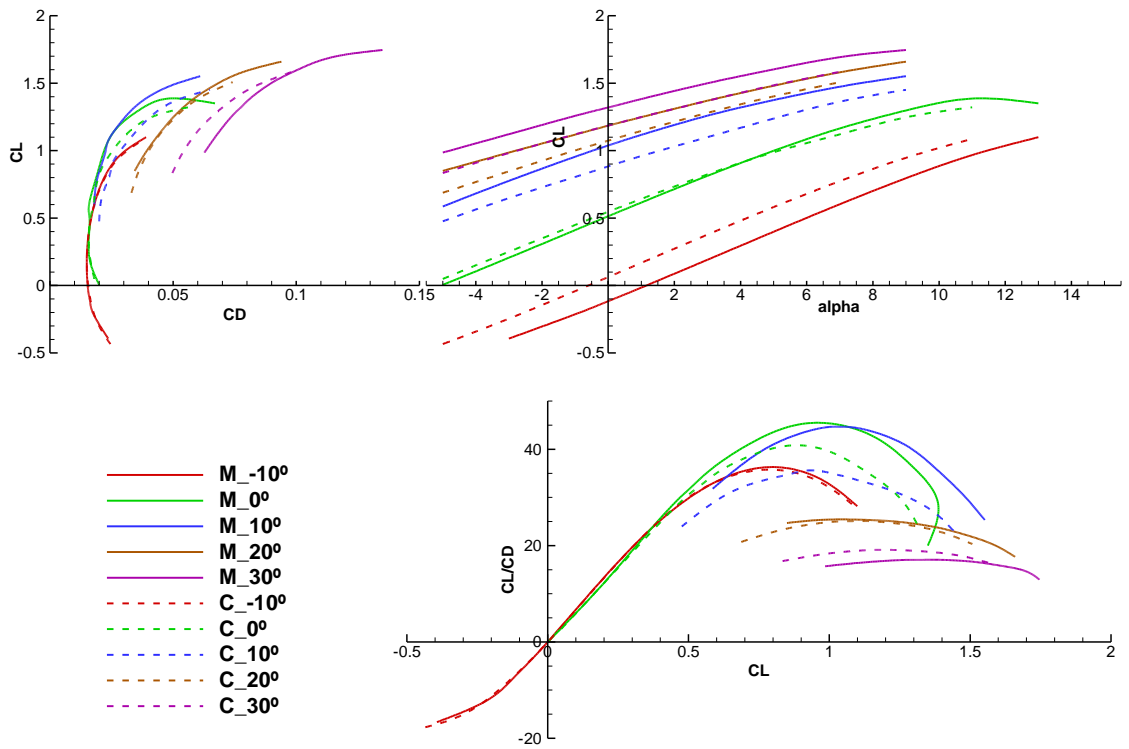


Figura 45 - Comparação dos dados numéricos do perfil da asa construída (C) com os dados do perfil morphing (M), a 20m/s

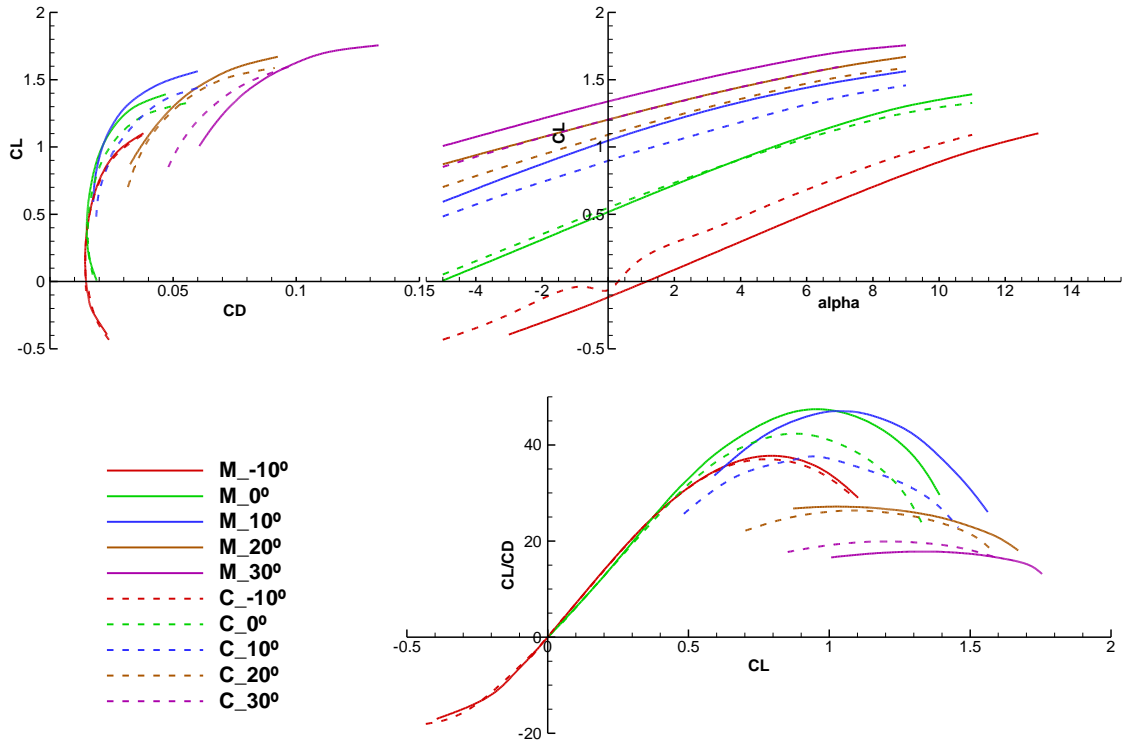


Figura 46 - Comparação dos dados numéricos do perfil da asa construída (C) com os dados do perfil morphing (M), a 25m/s