

UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
FACULDADE DE ENGENHARIA
DEPARTAMENTO DE CIÊNCIAS AEROESPACIAIS



Projecto de Flape Contínuo Usando o Conceito de “Rotating Rib”

Rúben Ribeiro Braga

Mestrado em Engenharia Aeronáutica

Dissertação orientada pelo Prof. Doutor Pedro Gamboa

Covilhã

2009

Agradecimentos

Nesta fase de tanta importância na minha vida académica quero agradecer o apoio a algumas pessoas que sem as quais não teria sido possível alcançar o que alcancei. Quero agradecer em primeiro lugar aos meus pais, Alice Ribeiro e Joaquim Braga, à minha irmã, Carolina Braga, à minha namorada, Bárbara Pereira, que sempre esteve ao meu lado mesmo nos piores momentos, ao meu amigo e colega Apolo Martins por todo o apoio na fase final deste projecto e por fim agradecer a dedicação do meu orientador com toda a sua ajuda e sabedoria, foi incansável.

A todos um MUITO OBRIGADO!

Resumo

As aeronaves são, essencialmente, concebidas para ter um desempenho óptimo num ponto de projecto pré-definido. No entanto, como elas têm que operar em situações de velocidade, altitude e factor de carga muito diferentes para executarem a sua missão, é necessário utilizar dispositivos que ajustam, até certo ponto, a sua configuração para melhorar o desempenho da aeronave fora do ponto de projecto. Um destes dispositivos são os flapes que, ao aumentarem a curvatura e/ou a área da asa, produzem mais sustentação permitindo, assim, voos em velocidades mais baixas sem que o desempenho da asa seja muito prejudicada no cruzeiro. Mas os flapes actuais também produzem um aumento importante no arrasto parasita da asa quando estão recolhidos e, principalmente, quando são deflectidos.

Neste trabalho, é desenvolvido um flape contínuo aplicando o conceito de “Rotating Rib” que, ao contrário dos flapes convencionais, não apresenta qualquer descontinuidade na superfície da asa. À semelhança dos flapes simples convencionais, existe uma linha de articulação onde a curvatura da asa é alterada. A diferença reside no facto de o revestimento da asa não ser interrompido na zona da articulação mas flectir para acompanhar a rotação da nervura interna. Desta forma, o arrasto parasita que resulta da presença da fenda deixa de existir, pelo que a asa fica aerodinamicamente mais limpa. O trabalho descreve o desenvolvimento do mecanismo de actuação do flape e a implementação, validação funcional e ensaio aerodinâmico de um protótipo. Os resultados aerodinâmicos do flape contínuo são comparados com os de uma flape simples convencional equivalente para quantificar as vantagens do novo conceito.

(Palavras-chave: flape contínuo, rotating rib, escoamento aerodinâmico, estruturas adaptativas, mudança de forma de asa)

Abstract

Aircraft in general are designed to have an optimal performance in just one pre-defined design point. However, as they have to operate in very different situations of speed, altitude and load factor to execute its mission, it is necessary to use devices that adjust, up to a certain point, its configuration to improve the performance of the aircraft in off-design conditions. Flaps are an example of such devices which, by increasing wing camber and/or area, produce higher lift leading to lower speed flights without impairing cruise performance. But the existing flaps also produce an important increase in parasite drag mainly when they are deflected.

In this work, a continuous flap is developed applying the “rotating rib” concept which, comparing with conventional flaps, has no discontinuity in the wing surface. Like in conventional simple flaps, a hinge line exists where the camber of the wing is modified. The difference is that the covering of the wing is not interrupted in the zone of the hinge but it bends to follow the rotation of the internal ribs. In such a way, the parasite drag that results due to the presence of the gap, no longer exists thus producing an aerodynamically cleaner wing. This work describes the development of the flap actuation mechanism and implementation, functional validation and aerodynamic testing of a prototype. The aerodynamic results of the continuous flap are compared with an equivalent conventional flap to quantify the new concept advantages.

(Keywords: continuous flap, rotating rib, aerodynamic flow, adaptive structures, morphing wing)

Índice

Agradecimentos.....	i
Resumo.....	iii
Abstract.....	iv
Índice.....	v
Índice de figuras.....	vii
Índice de Gráficos.....	ix
1. Introdução.....	1
1.1 Motivação.....	1
1.2 Perspectiva histórica.....	1
1.3 Objectivo.....	10
1.4 Disposição do trabalho.....	10
2. Desenvolvimento do Flape Contínuo.....	11
2.1 Princípio da Curvatura Variável.....	12
2.1.1 Corda.....	12
2.1.2 Envergadura.....	12
2.2 Conceito.....	13
2.3 <i>Mecanismo</i>	13
2.4 <i>Processo de Fabrico</i>	14
3. Ensaios Aerodinâmicos	
3.1 Equipamento Utilizado	
3.1.1 <i>Túnel de Vento EREME</i>	19
3.1.2 <i>Balança Aerodinâmica EREME de 6 Componentes</i>	19
3.1.3 <i>Equipamento de Leitura (Kosmos α-c)</i>	20

3.1.4 Manómetro Multitubos (DestaLab).....	21
3.1.5 Módulo de Ajuste do Regime do Fan (ABB).....	22
3.1.6 Instrumentos de Medida das Condições de Ensaio.....	22
3.1.7 Efeito de Bloqueio Aerodinâmico do Túnel de Vento.....	22
3.2 Procedimento dos Ensaios.....	25
3.3 Resultados.....	27
3.4 Análise de Resultados.....	39
4. Conclusões	
4.1 Conclusão.....	40
4.2 Trabalhos Futuros.....	40
Bibliografia.....	42
Anexos.....	43

Índice de figuras

Fig. 1.1 - Aeronave dos Irmãos Wright.....	2
Fig. 1.2 - Berço para a anca do piloto; Piloto a controlar o rudder.....	2
Fig. 1.3 - Variação da curvatura no sentido da corda e no sentido da envergadura..	3
Fig. 1.4 - Estrutura de uma nervura (em cima) e de um elemento.....	3
Fig. 1.5 - Elementos com uniões.....	3
Fig. 1.6 - Design das nervuras recolhidas e estendidas.....	4
Fig. 1.7 - Estrutura completa do mecanismo morphing.....	4
Fig. 1.8 - Compósito de silicone em fibra de licra.....	5
Fig. 1.9 - Conceito de nervura rotativa.....	5
Fig. 1.10 - Mecanismo do conceito de nervura rotativa.....	6
Fig. 1.11 - Estrutura da asa (método 1).....	7
Fig. 1.12 - Estrutura da asa (método 2).....	7
Fig. 1.13 - Pormenor do bordo de fuga de curvatura variável.....	7
Fig. 1.14 - Modelo de teste do flape com curvatura variável.....	8
Fig. 1.15 - Compósito com actuadores piezoelétricos embebidos.....	8
Fig. 1.16 - Compósito com actuadores piezoelétricos embebidos.....	10
Fig. 2.1 - Distribuição das cargas comparando com uma asa convencional.....	13
Fig. 2.2 - Nervuras do bordo de ataque e do bordo de fuga.....	14
Fig. 2.3 - Pormenor da linha de articulação da asa convencional (esquerda) e asa morphing.....	14
Fig. 2.4 - Parte macho do molde; Parte fêmea do molde em conjunto com a parte macho no seu interior.....	15
Fig. 2.5 – Esqueleto do modelo.....	15
Fig. 2.6 - Execução de uma nervura do bordo de fuga.....	15

<i>Fig. 2.7 - Articulação da união entre a longarina e a nervura.....</i>	<i>16</i>
<i>Fig. 2.8 - Modelo com calhas; Modelo com pormenor da fixação e das calhas.....</i>	<i>16</i>
<i>Fig. 2.9 - Modelo concluído e funcional.....</i>	<i>18</i>
<i>Fig. 2.10 - Modelos para testes aerodinâmicos em túnel de vento.....</i>	<i>18</i>
<i>Fig. 3.1 - Vista lateral da balança do túnel de vento EREME.....</i>	<i>19</i>
<i>Fig. 3.2 - Equipamento de leitura (Kosmos α-c).....</i>	<i>20</i>
<i>Fig. 3.3 - Manómetro multitubos (DeltaLab).....</i>	<i>21</i>
<i>Fig. 3.4 - Efeito de Bloqueio Aerodinâmico do Túnel de Vento.....</i>	<i>22</i>

Índice de gráficos

<i>Gráfico 1 – Coeficiente de Sustentação para a asa convencional no 1º Reynolds.....</i>	<i>27</i>
<i>Gráfico 2 – Coeficiente de Sustentação para a asa “morphing” no 1º Reynolds.....</i>	<i>27</i>
<i>Gráfico 3 – Coeficiente de Arrasto para a asa convencional no 1º Reynolds.....</i>	<i>28</i>
<i>Gráfico 4 - Coeficiente de Arrasto para a asa “morphing” no 1º Reynolds.....</i>	<i>28</i>
<i>Gráfico 5 – Coeficiente de Momento para a asa convencional no 1º Reynolds.....</i>	<i>29</i>
<i>Gráfico 6 – Coeficiente de Momento para a asa “morphing” no 1º Reynolds.....</i>	<i>29</i>
<i>Gráfico 7 – Coeficiente de Sustentação para a asa convencional no 2º Reynolds....</i>	<i>30</i>
<i>Gráfico 8 – Coeficiente de Sustentação para a asa “morphing” no 2º Reynolds.....</i>	<i>30</i>
<i>Gráfico 9 – Coeficiente de Arrasto para a asa convencional no 2º Reynolds.....</i>	<i>31</i>
<i>Gráfico 10 – Coeficiente de Arrasto para a asa “morphing” no 2º Reynolds.....</i>	<i>31</i>
<i>Gráfico 11 – Coeficiente de Momento para a asa convencional no 2º Reynolds.....</i>	<i>32</i>
<i>Gráfico 12 – Coeficiente de Momento para a asa “morphing” no 2º Reynolds.....</i>	<i>32</i>
<i>Gráfico 13 – Coeficiente de Sustentação para a asa convencional no 3º Reynolds..</i>	<i>33</i>
<i>Gráfico 14 – Coeficiente de Sustentação para a asa “morphing” no 3º Reynolds... </i>	<i>33</i>
<i>Gráfico 15 – Coeficiente de Arrasto para a asa convencional no 3º Reynolds.....</i>	<i>34</i>
<i>Gráfico 16 – Coeficiente de Arrasto para a asa “morphing” no 3º Reynolds.....</i>	<i>34</i>
<i>Gráfico 17 – Coeficiente de Momento para a asa convencional no 3º Reynolds.....</i>	<i>35</i>
<i>Gráfico 18 – Coeficiente de Momento para a asa “morphing” no 3º Reynolds.....</i>	<i>35</i>
<i>Gráfico 19 – Coeficiente de Sustentação para a asa convencional no 4º Reynolds..</i>	<i>36</i>
<i>Gráfico 20 – Coeficiente de Sustentação para a asa “morphing” no 4º Reynolds....</i>	<i>36</i>
<i>Gráfico 21 – Coeficiente de Arrasto para a asa convencional no 4º Reynolds.....</i>	<i>37</i>
<i>Gráfico 22 – Coeficiente de Arrasto para a asa “morphing” no 4º Reynolds.....</i>	<i>37</i>
<i>Gráfico 23 – Coeficiente de Momento para a asa convencional no 4º Reynolds.....</i>	<i>38</i>

Gráfico 24 - Coeficiente de Momento para a asa “morphing” no 4º Reynolds.....38

1 Introdução

1.1 Motivação

Actualmente todas as aeronaves são projectadas e construídas para apenas uma condição de voo, o que leva a um decréscimo de desempenho para pontos fora dessa mesma condição de projecto e conseqüentemente a uma contracção do envelope de voo. Mecanismos como os flapes, “spoilers” e “aileron” são usados para melhorar o desempenho durante os diferentes pontos da missão a que a aeronave é sujeita, podendo contudo, trazer algumas limitações na operação e eficiência desta.

Os flapes ao aumentarem a curvatura e/ou a área da asa, produzem valores de sustentação mais elevados permitindo, assim, voos em velocidades mais baixas sem que o desempenho da asa seja muito prejudicado no cruzeiro. Mas os flapes actuais também produzem um aumento importante no arrasto parasita da asa quando estão recolhidos e, principalmente, quando são deflectidos.

O conceito de “morphing” pode por vezes levantar algumas dúvidas acerca do que é e o que engloba exactamente. Geralmente é associado apenas a mudanças de forma, como o próprio nome indica, mas o conceito em si refere-se a grandes mudanças de forma, suaves mudanças de forma, superfícies de controlo não-convencionais, aeronaves reconfiguráveis, asas adaptativas, controlo da forma da asa em tempo real, estruturas inteligentes embebidas nas asas para controlo passivo ou activo e qualquer tipo de adaptação das asas ^[1]. Nas últimas décadas tem-se investigado e alargado conhecimento nesta área de modo a melhorar alguns aspectos fulcrais na operação de uma aeronave, como a sua performance (envelope de voo), as superfícies de controlo (mais discretas), redução do arrasto e controlo de vibrações e/ou flutter ^[2].

1.2 Perspectiva histórica

O início da aviação motorizada deve-se aos irmãos Wright com o seu *Flyer I* realizando o 1º voo a 17 de Dezembro de 1903 com total estabilidade sem perder o controlo da aeronave. Um biplano (figura 1.1) de construção bastante simples usando um berço para a colocação da anca do piloto e com ela controlar o momento de rolamento e o leme de direcção (figura 1.2). O elevador é situado à frente e controlado por uma manche. Todos os esforços para controlo são transmitidos por meio de tirantes. De modo a realizar as curvas os irmãos Wright entenderam que o próprio avião teria que “torcer” ou inclinar-se em direcção à curva. Para conseguirem isto desenvolveram um sistema de modo a que a asa torcesse. A torção faz com que a ponta de uma asa tenha mais sustentação e a ponta da outra menos sustentação^[3].

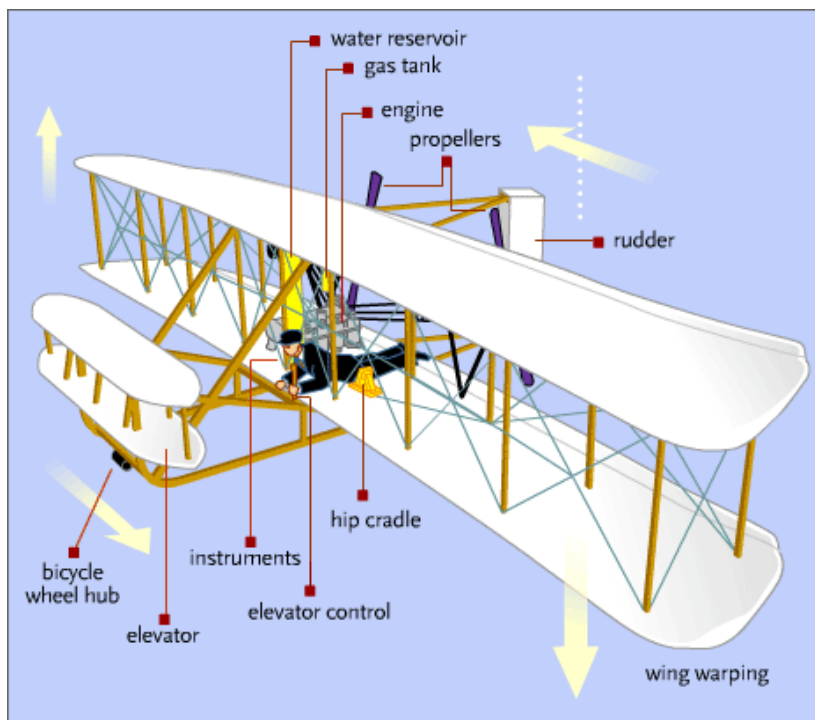


Figura 1.1 Aeronave dos Irmãos Wright ^[3]

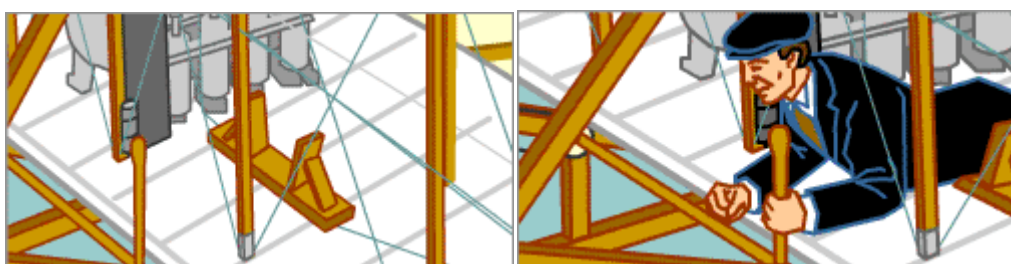


Figura 1.2 Esquerda: Berço para a anca do piloto; Direita: Piloto a controlar o rudder^[3]

O estudo de estruturas que se adaptam ou que se transformam mediante os sinais que captam já vem de algum tempo. A componente que tem sido alvo de mais estudo é a asa. Inúmeras aplicações e técnicas foram estudadas e testadas de modo a otimizar esta componente das aeronaves. Contudo a concentração maior tem sido acerca de alternativas à asa convencional, como por exemplo asas insufláveis, asas telescópicas, etc, originando numa variação da área, entre outras.

Recentemente Hans Peter Monner ^[4] estudou e desenvolveu uma asa otimizada usando um flape variável conseguindo desta forma que o perfil curve sem a presença de qualquer fenda como demonstra a figura 1.3. O conceito da estrutura é apresentado na figura 1.4 onde podemos verificar a geometria de um elemento em separado.

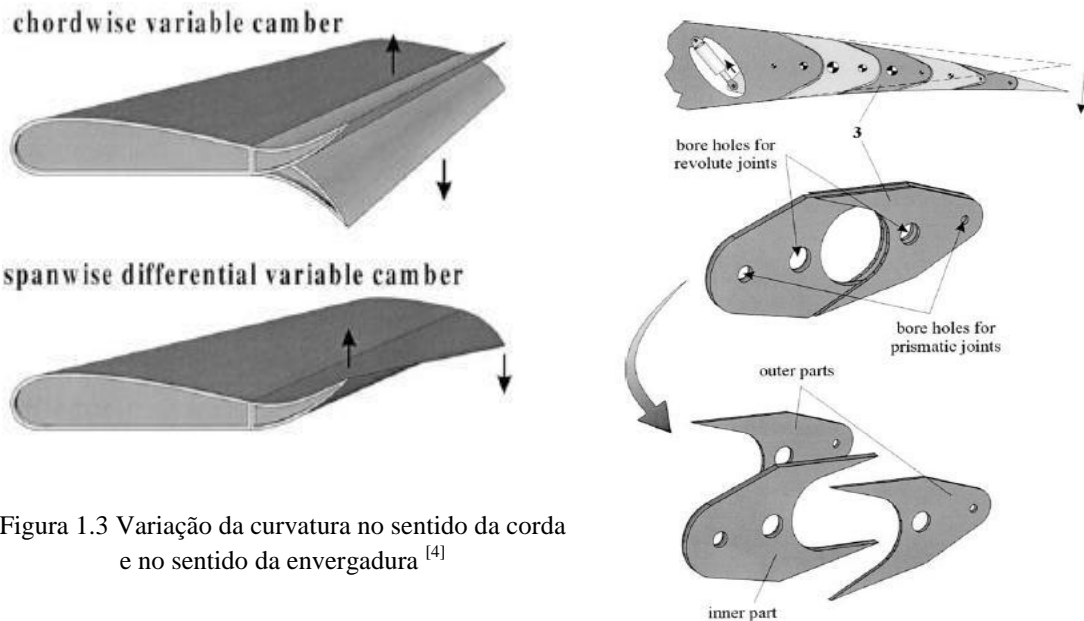


Figura 1.3 Variação da curvatura no sentido da corda e no sentido da envergadura [4]

Figura 1.4 Estrutura de uma nervura (em cima) e de um elemento [4]

O sistema é simples contendo 6 elementos mas, para um fácil entendimento é mais conveniente ser explicado como se tivesse apenas 3 elementos onde o actuador (7) está fixo no elemento (1) que representa a continuação da parte fixa da asa, neste caso a parte referente ao bordo de ataque. O actuador conduz o elemento (2) que está junto ao elemento (1) por meio de uma rótula. O elemento (2) está também conectado ao elemento (3) da mesma forma. Por sua vez o elemento (3) que está junto ao elemento (2) por meio de uma rótula, está também unido ao elemento (1) como mostra a figura 1.5.

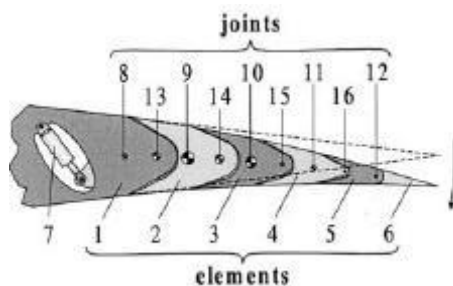


Figura 1.5 Elementos com uniões [4]

O estudo efectuado aponta para algumas melhorias comparando com uma asa de geometria fixa, como maior eficiência aerodinâmica devido à optimização da relação L/D, levando a uma redução de combustível e conseqüente aumento no alcance; maior flexibilidade operacional alterando o valor máximo de L/D para valores mais

altos e redução do peso estrutural distribuindo mais uniformemente as cargas. Todas estas melhorias culminam numa redução substancial de custos de desenvolvimento. As conclusões retiradas desta investigação foram extremamente positivas na medida em que forneceram uma leitura promissora deste tipo de sistemas.

S. Ricci desenvolveu um trabalho ^[6] que é aquele que mais se enquadra no tema da actual tese, ao projectar uma asa adaptativa usando o método da nervura rotativa, como mostra a figura 1.9.

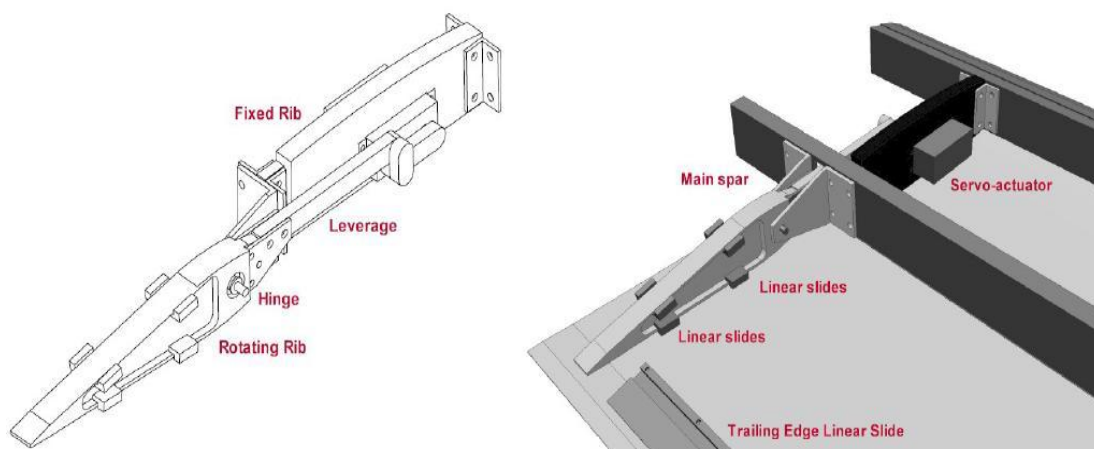


Figura 1.9 Conceito de nervura rotativa ^[6]

A ideia base que vem das asas AAWC (Active Adaptive Wing Camber) é produzir algumas alterações na forma do perfil, em termos de curvatura, de modo a maximizar a performance global. Os benefícios esperados são variados como aumento da relação L/D, capacidade para um número de Mach superior, aumento da flexibilidade, redução do peso estrutural e de uma forma geral, redução do consumo de combustível. Para maximizar as vantagens de um conceito deste tipo é necessário ter em conta a variação da curvatura desde a fase inicial de projecto. Os resultados verificados apresentaram reduções significativas no arrasto de 15,17% para 5,9% para a aeronave em estudo e dependendo ou não da mudança do ângulo de ataque. No entanto para ter uma conclusão final seria necessário proceder-se a um estudo profundo de todas as condições de voo da aeronave assim como todos os componentes estruturais.

O mesmo autor um ano mais tarde projectou, construiu e realizou os primeiros testes de uma asa AAWC [7]. O conceito permanece o mesmo, conceito da nervura rotativa, que se prende essencialmente com a variação da curvatura do bordo de ataque e do bordo de fuga, oferecendo as já referidas inúmeras vantagens. Foram efectuados testes para saber ao certo a força necessária que o actuador teria que fornecer para que as nervuras se movessem. O mecanismo em causa está presente na figura 1.10.

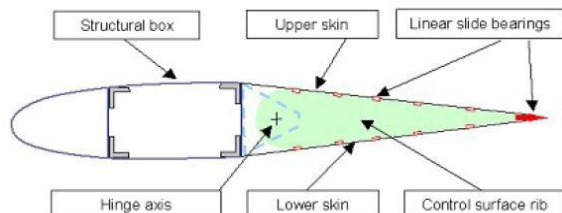


Figura 1.10 Mecanismo do conceito de nervura rotativa [7]

Embora os resultados numéricos e práticos tenham sido promissores o estudo não fica por aqui estando já a ser investigados a forma e locais para colocação dos carris de deslocamento anexando a uma perfeita localização do eixo da articulação.

Com a necessidade de se melhorar as aeronaves para se manterem competitivas e reduzir custos a todos os níveis, surgem variadas opções para a substituição da asa convencional, como por exemplo o trabalho de Matt Detrick [8] onde são apresentadas 2 formas diferentes, embora baseadas no mesmo conceito de rotação, de asas adaptativas para micro UAV's. Nas figuras seguintes são apresentadas essas 2 opções.

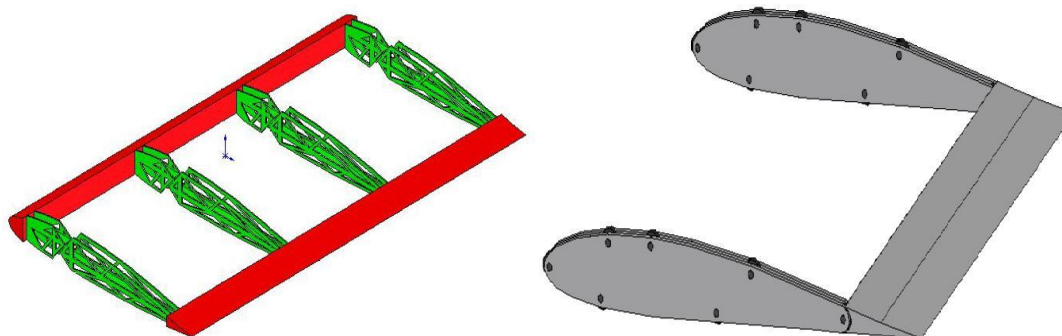


Figura 1.11 Estrutura da asa (método 1) [8] Figura 1.12 Estrutura da asa (método 2) [8]

Como se pode verificar pela figura 1.11, a estrutura e o princípio são os mesmos já estudados e referidos anteriormente, baseados no conceito da nervura rotativa que força a casca a deslizar de acordo com o movimento de cada nervura. O conceito da

figura 1.12 é já um pouco diferente, sendo aplicado um novo conceito onde as nervuras permanecem inamovíveis com uns rolamentos presentes e a casca escorrega sobre estes. O bordo de fuga rígido foi propositadamente colocado para responder eficientemente a alguns problemas aerodinâmicos e estruturais (fornecendo resistência à torção) verificados ao longo do trabalho.

Em 2006 Sridhar Kota *et al* projectaram, fabricaram e testaram um modelo de um bordo de fuga de curvatura variável para uma aeronave de longo alcance ^[9]. O trabalho descreve os testes de voo de uma estrutura adaptativa de um bordo de fuga de curvatura variável, “Mission Adaptive Compliant Wing (MACW)”, aplicado a um perfil de escoamento laminar. A tecnologia MACW proporciona menos peso, baixo consumo de energia e variação da geometria do extradorso e intradorso do flape sem qualquer descontinuidade. O pormenor do bordo de fuga pode ser observado na figura 1.13. Algumas vantagens eram já esperadas como a redução do ruído, do peso e do arrasto. As conclusões obtidas através dos ensaios confirmaram as espectivas e verificou-se ainda um aumento no alcance de 15%, ou mais, com o contínuo ajuste da asa durante a sua missão de modo a otimizar a relação L/D.

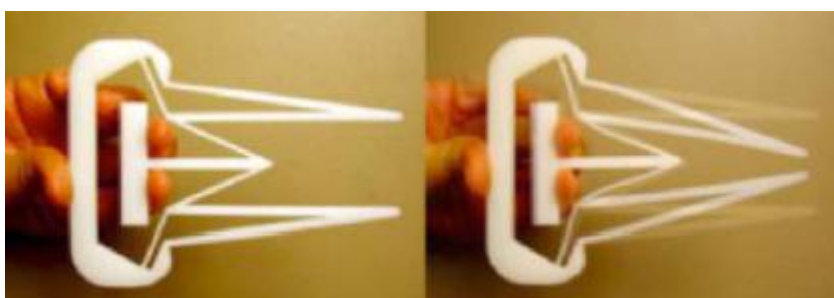


Figura 1.13 Pormenor do bordo de fuga de curvatura variável ^[9]

Há ainda que referir um projecto de optimização (quer numérico, quer experimental) de um flape de curvatura variável (figura 1.14) desenvolvido por Gamboa *et al* ^[10] com o propósito de reduzir o arrasto a baixas velocidades entre a velocidade de perda e a velocidade cruzeiro de um UAV. O flape matem a linha do extradorso contínua e comparado com uma asa convencional limpa consegue reduções no arrasto de 2,7% a 8,1% e necessidades de energia para actuação de até menos 40%.



Figura 1.14 Modelo de teste do flape com curvatura variável ^[10]

A mudança de forma pode ser provocada por actuadores externos ou embebidos, o que torna a casca auto-activa e potencialmente inteligente. No ano 2004 Marc R. Schultz publica um estudo ^[11] onde é usado laminado de compósito com actuadores piezoeléctricos embebidos na casca para garantir a mudança de forma (figura 1.15). Após a conclusão de todos os testes, verificou-se que os piezoeléctricos funcionaram sem qualquer problema, deformando a placa.

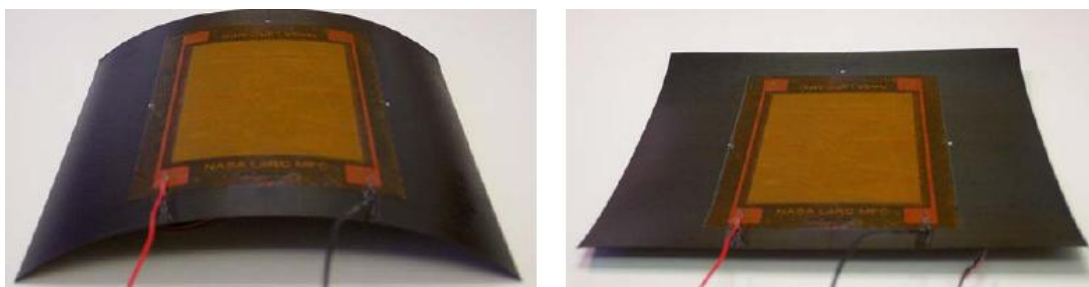


Figura 1.15 Compósito com actuadores piezoeléctricos embebidos ^[11]

No mesmo ano (2004) K. Maute efectuou uma abordagem mais teórica ^[12] tendo por bases duas partes principais, sendo que a primeira é um teste aerodinâmico para otimizar o perfil e a segunda parte é uma avaliação estrutural para garantir o melhor mecanismo. O intuito deste trabalho foi otimizar um modelo de asa adaptativa. Os mesmos autores concluíram que actuadores mais discretos continuam a ser as opções mais favoráveis para gerar grandes mudanças de forma onde a força é transferida para a casca da asa através dos mecanismos. Concluíram também que a abordagem feita tendo por base as duas partes não surtiu problemas visto que no final todas as questões a ter em conta foram divididas em subtarefas aerodinâmicas e subtarefas estruturais.

Em 2005 Mujahid Abdulrahim realizou um estudo das características de voo de um veículo aéreo de tamanho reduzido com asa adaptativa ^[13]. Os resultados que

obtiveram não poderiam ter sido mais animadores pois com uma pequena quantidade de energia conseguiam ter vantagens consideráveis em voo. A autoridade que o piloto tem sobre a aeronave foi também melhorada com a adaptabilidade das asas para as diferentes ocasiões de voo.

O processo de mudança de forma em si é simples de perceber mas complexo de concretizar, visto que é um processo multidisciplinar. Por esta razão os estudos desenvolvidos têm abordado não só a estrutura da asa com nervuras rotativas ou rolamentos como alternativas, sendo um bom exemplo o trabalho exposto por Cezar Gabriel Diaconu ^[14] ao procurarem soluções para perfis de mudança de forma usando compósitos multiestáveis. O estudo centrou-se essencialmente na procura da configuração mais otimizada possível para tais perfis. Os resultados mostraram a performance e as limitações destes laminados de compósito multiestáveis, sendo que são muito fiáveis mas de qualquer forma não suportam todos os carregamentos necessários pelo que se verifica a carência de um mecanismo interno de apoio. Devido à cura a que este material é sujeito até que fique pronto, coloca-o bastante susceptível a factores envolventes, como condições climáticas, alterações químicas, entre outras.

Outra abordagem que tem sido menos utilizada devido a sua ainda fraca informação e desenvolvimento é o uso de materiais inteligentes. Onur Bilgen projectou e implementou um actuador feito de compósito que, embora o seu fabrico seja moroso e complexo, após os testes de voo pôde comprovar-se a sua fiabilidade e aumento no controlo por parte do piloto. Na figura seguinte (1.16) pode observar-se a constituição deste compósito bem como a sua flexibilidade. Desta forma, o actuador pode ser embebido na estrutura poupando o peso de actuadores convencionais ^[15].

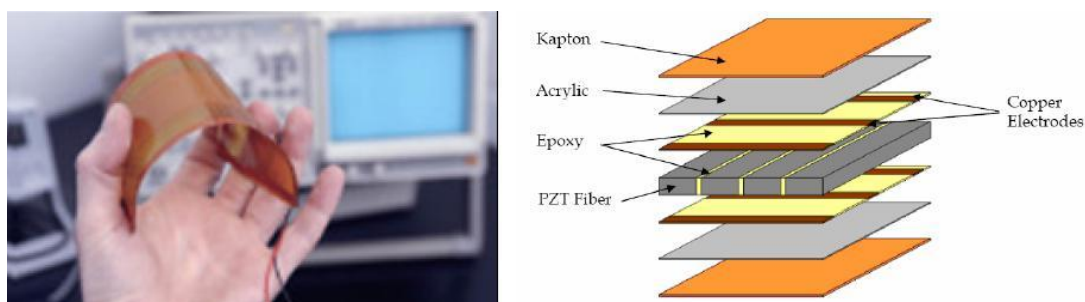


Figura 1.16 Esquerda: Demonstração da flexibilidade do compósito e Direita: camadas do actuador ^[15]

Uma estrutura de asa “morphing” foi estudada, construída e testada por Gamboa *et al.* para um UAV^[5]. Através dos testes computacionais os benefícios são bem visíveis, com base na variação da corda e envergadura, com reduções no arrasto de 5% a 40% para diferentes velocidades, o que motivou a construção de um protótipo com uma estrutura interna de nervuras retrácteis como apresentado na figura 1.6.

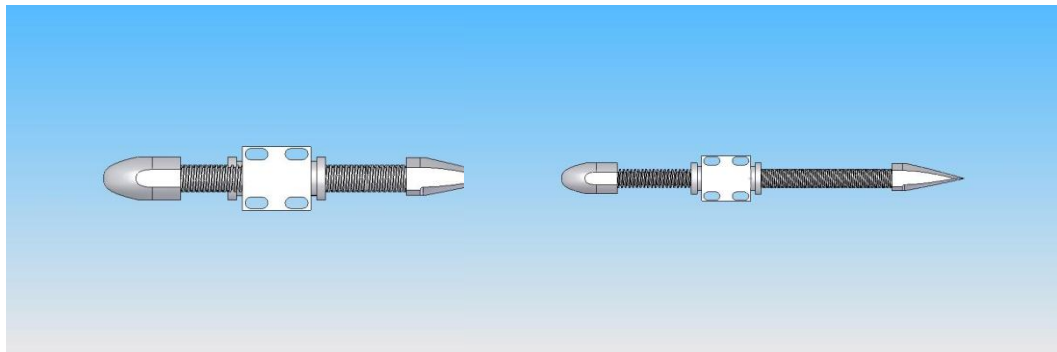


Figura 1.6 Design das nervuras Esquerda: recolhidas; Direita: estendidas ^[5]

A estrutura completa visível na figura 1.7, é coberta com um material compósito de silicone em fibra de licra o que proporciona à estrutura uma mobilidade alargada (figura 1.8).



Figura 1.7 Estrutura completa do mecanismo morphing ^[5]



Figura 1.8 Compósito de silicone em fibra de licra ^[5]

O estudo e ensaio de tal sistema concluiu que a redução de arrasto pode ir até 26% com o modelo construído e com o aumento da espessura da casca para aumentar a sua rigidez é evitada instabilidade a baixas velocidades.

1.3 Objectivo

No âmbito deste trabalho, tem-se como principal objectivo projectar e desenvolver um sistema funcional de asa “morphing” de curvatura variável de forma a melhorar o desempenho das aeronaves. Será assim alvo de interesse, um prévio estudo nesta área recorrendo-se a pesquisas e análises de trabalhos e tecnologias já desenvolvidos.

O conceito “morphing” será posteriormente comparado com uma asa convencional através de testes em túnel de vento. O desempenho das asas ver-se-á condicionado pela divergência dos coeficientes de sustentação, arrasto e de momento nos dois conceitos.

1.4 Disposição do trabalho

Este trabalho é composto por cinco capítulos. Neste primeiro capítulo foi feita uma introdução ao trabalho e abordou-se todos os desenvolvimentos efectuados até ao momento por diversos investigadores sobre estruturas “morphing”, área que ainda se encontra numa fase de crescimento visto só agora haver uma maior necessidade.

No capítulo 2 é abordado o conceito, descrito o mecanismo e todo o processo de construção da asa com flape contínuo usando o método das nervuras

rotativas. É feito ainda um breve resumo das vantagens aerodinâmicas esperadas, da asa sem fenda sobre a asa convencional.

O capítulo 3 foca os ensaios experimentais fazendo uma breve descrição do túnel de vento, bem como de todos os equipamentos utilizados e por fim os resultados retirados.

No capítulo 4 são apresentadas as conclusões retiradas da comparação de resultados e pela análise de todo o trabalho. Neste capítulo foi também acrescentado um ponto de interesse para quem pretenda continuar a desenvolver o trabalho com alguns conselhos e melhorias para o futuro.

2. Desenvolvimento do Flape Contínuo

2.1 Princípio da Curvatura Variável

Na actualidade existe um especial interesse em conseguir variar a curvatura da corda do perfil e a curvatura da envergadura (torção aerodinâmica) para que se forneça à estrutura um contorno suave e sem falhas. A variação da curvatura concentra-se no bordo de fuga onde existe uma maior eficiência ^[16], como aliás se pode verificar no meio aeronáutico civil já que é neste local que se situam os flapes e os ailerons. Esta inovação é importante ser estudada e avaliada na medida em que permite uma melhoria na eficiência dos flapes e a substituição completa dos ailerons. No que diz respeito à estrutura, há que ter em conta que durante a variação da curvatura esta não pode provocar nenhuma alteração na rigidez estrutural. Quando os flapes são impulsionados por um sistema de variação do perfil, não podem perder a sua função principal de componente primário na sustentação. Para a substituição dos ailerons por um sistema adaptativo, os actuadores têm de permanecer no interior da estrutura ^[4]. É ainda necessário que o perfil se adapte aos diferentes requisitos impostos pela geometria e pela aerodinâmica.

2.1.1 Corda

A variação da curvatura do perfil segundo a corda é a maior responsável pelo aumento da eficiência aerodinâmica ao otimizar a relação L/D. A relação L/D é um cociente que resulta da informação das asas, altitude, número de Mach e peso da aeronave. Ao variar a curvatura irá surgir um efeito extremamente positivo e importante para esta relação, uma vez que pode conduzir à redução significativa de combustível.

2.1.2 Envergadura

No caso da variação da curvatura em relação à envergadura, o efeito que daí advém é uma melhor distribuição das cargas por toda a asa, fornecendo ao piloto uma maior autoridade durante todo o tipo de manobras, mesmo aquelas com forças “g” elevadas. Na figura 2.1 pode ser observada a distribuição de forças e redução significativa dos momentos comparando com uma asa convencional. Isto é alcançado variando a curvatura da raíz da asa numa direcção e da ponta da asa na direcção oposta.

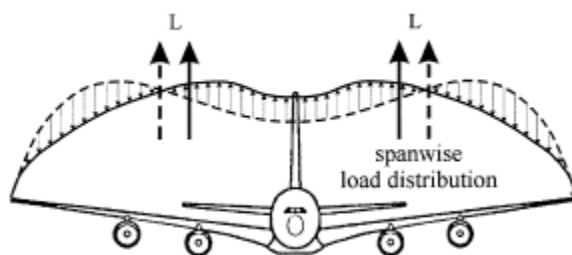


Figura 2.1 Distribuição das cargas comparando com uma asa convencional^[15]

2.2 Conceito

O facto de as aeronaves serem projectadas para um envelope de voo específico e reduzido torna a sua missão bastante dispendiosa e de baixo desempenho. Para contornar esta situação coloca-se a hipótese de desenvolvimento de alternativas, como a presente neste trabalho. Após a verificação de que o sistema funciona sem qualquer dificuldade, as vantagens esperadas são a redução do arrasto e aumento significativo da sustentação.

A habilidade que estamos a introduzir na asa permite-lhe adaptar-se às diversas situações durante a sua missão, colmatando assim num aumento substancial do envelope de voo, reduzindo o consumo, o ruído e o arrasto, melhorando posteriormente o seu desempenho.

2.3 Mecanismo

A estrutura da asa adaptativa em análise é bastante simples e eficiente. Ela é composta por nervuras em madeira no bordo de ataque e nervuras em alumínio no bordo de fuga (figura 2.2). À semelhança dos flapes simples convencionais, existe uma linha de articulação onde a curvatura da asa é alterada (figura 2.3). A diferença reside no facto de o revestimento da asa não ser interrompido na zona da articulação mas flectir para acompanhar a rotação da nervura interna (figura 2.3). A união das abas das nervuras é feita por intermédio de umas peças também em alumínio com forma de “L”. O mecanismo é accionado por servos.



Figura 2.2 Nervuras do bordo de ataque e do bordo de fuga

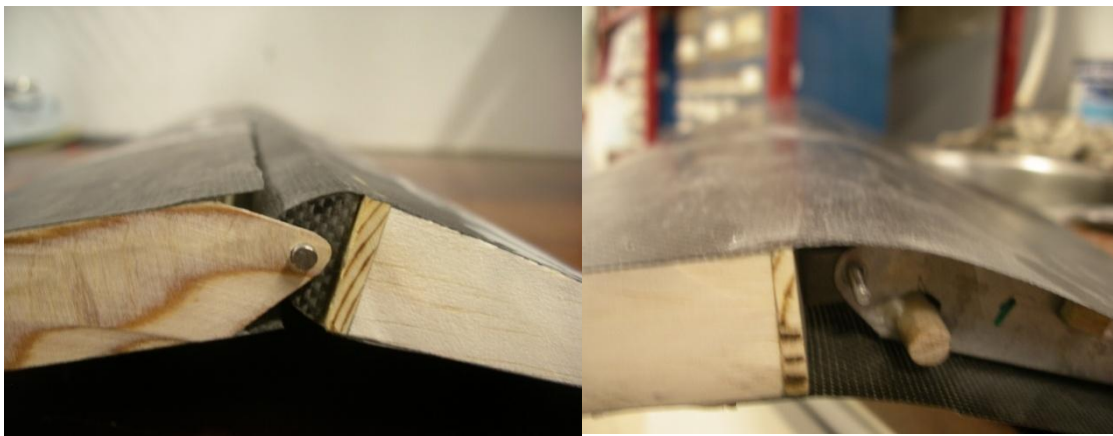


Figura 2.3 Pormenor da linha de articulação da asa convencional (esquerda) e asa morphing (direita)

2.4 Processo de fabrico

De seguida são explicados os passos gerais para a realização deste projecto. Inicialmente foi necessário construir um molde para o posterior fabrico quer do modelo quer da asa propriamente dita. O molde tem duas partes, a parte fêmea e a parte macho, como se pode verificar nas figuras seguintes.



Figura 2.4 Esquerda: Parte macho do molde; Direita: Parte fêmea do molde em conjunto com a parte macho no seu interior

O molde usado neste trabalho replica um perfil modificado a partir do SG6042, tendo o intradorso sem curvatura.

O modelo tem que corresponder a todos os requisitos da asa de escala real. Após diversas tentativas e estudos chegou-se a um protótipo de como irá funcionar a asa. O modelo tem as dimensões da asa real sendo reduzido apenas na envergadura.

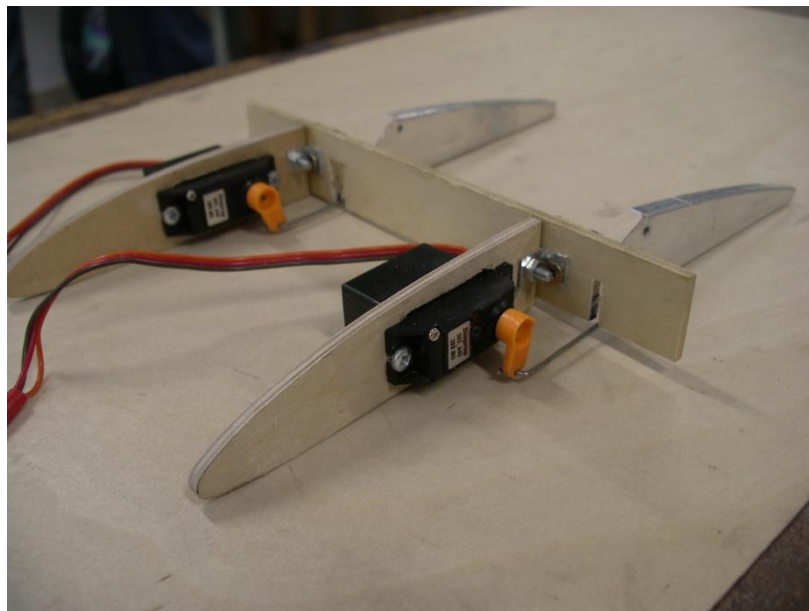


Figura 2.5 Esqueleto do modelo

A construção deste modelo começou com a longarina: cortada com as dimensões 150x24x4 (mm) e contendo um pequeno rasgo para não haver interferências com o tirante que faz movimentar as nervuras do bordo de fuga.

As nervuras do bordo de ataque foram cortadas em contraplacado (de modo a oferecer resistência à força exercida pelos mini-servos) com a forma do perfil anteriormente escolhido e com aberturas para a colocação dos servos. A união com a longarina foi efectuada por meio de colagem com resina e reforçado com umas peças em alumínio em forma de “L”;



Figura 2.6 Execução de uma nervura do bordo de fuga

As nervuras do bordo de fuga foram efectuadas em alumínio, tendo por base duas cunhas de madeira cortadas com o perfil desejado, onde se colocavam as folhas de alumínio e com o martelo, como demonstra a figura, conduzia-se o alumínio até a forma correcta do bordo, deixando cerca de 5mm para servir de carril para a casca. Para que se garanta o movimento foram feitos furos o mais distante possível do eixo para que o braço seja maior e conseqüentemente maior ângulo de rotação.

Para a união das nervuras do bordo de fuga com a longarina foram implementadas umas peças em madeira de forma triangular, sendo o vértice arredondado para aumentar a mobilidade da nervura, como se pode verificar na figura que se segue.



Figura 2.7 Articulação da união entre a longarina e a nervura

Após todo este sistema construído falta apenas a casca, que é onde reside a questão fulcral deste trabalho. Esta tem que ser rígida e maleável ao mesmo tempo, isto é, rígida para suportar todos os esforços de torção não só aqueles a que uma asa normal tem que suportar mas também aqueles gerados pela força imposta pelos servos para que esta dobre suavemente e maleável para que responda com precisão ao sinal enviado pelos servos, para que assim haja a garantia de movimento parecido com um flape usual.

Na figura seguinte pode verificar-se então o modelo com as peças que servem de calha às nervuras e a casca.

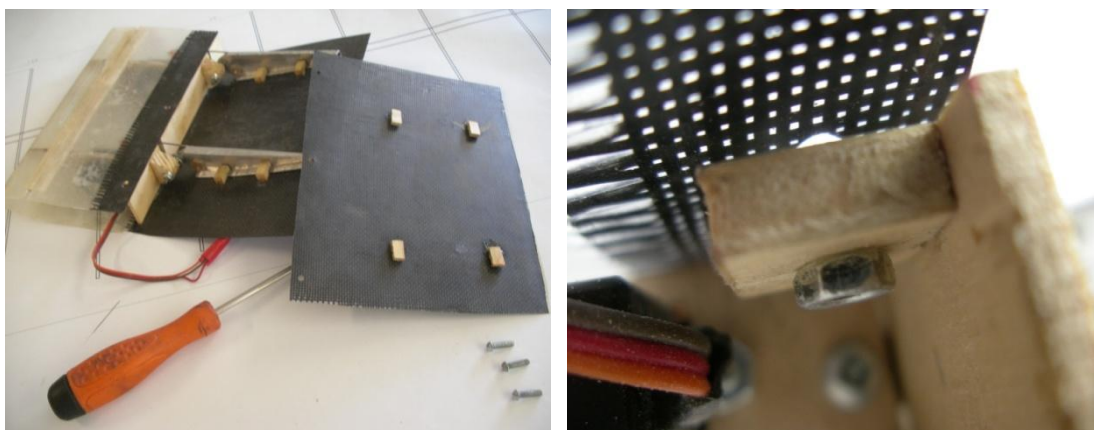


Figura 2.8 Esquerda: Modelo com calhas; Direita: Modelo com pormenor da fixação e das calhas

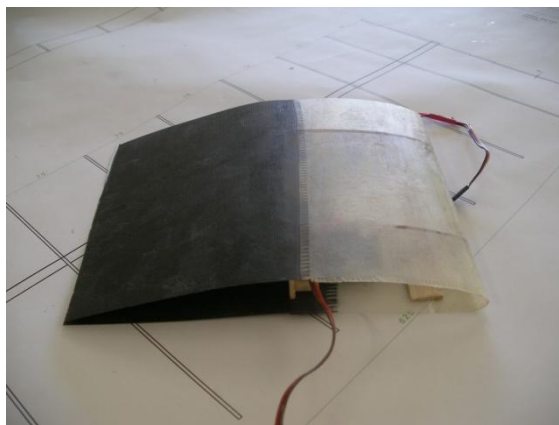


Figura 2.9 Modelo concluído e funcional

Após a conclusão do modelo foi testado e funcionou correctamente, tendo conseguido uma amplitude $[-10;30]$ graus. O passo seguinte foi a construção da asa para teste no túnel de vento que seguiu os mesmos passos do modelo. No entanto ao colocar as asas no túnel de vento verificaram-se alguns contratempos que tiveram que ser corrigidos, alterando assim a estrutura inicial do mecanismo. Uma vez que a corda do flape era demasiado grande ($1/2$ da corda em vez do normal $1/4$) surgiam erros nas medições pois com o escoamento a uma certa velocidade o flape alterava de ângulo sem ordem directa. Foi corrigida a situação procedendo à substituição dos servos por um disco de contraplacado com todos os ângulos marcados. Nas figuras seguinte podem ser observadas as asas construídas para ensaios aerodinâmicos no túnel de vento.



Figura 2.10 Modelos para testes aerodinâmicos em túnel de vento, Esquerda: asa morphing, Direita: asa convencional

3. Ensaios Aerodinâmicos

3.1 Equipamento Utilizado

3.1.1 Túnel de Vento EREME

O túnel de vento utilizado é subsónico de baixa velocidade (a velocidade máxima na secção de teste é de 30 m/s) e em circuito aberto, tendo um ducto convergente a montante da secção de teste com uma razão de contracção de 6,25 ^[16]. A secção de entrada do convergente tem uma rede “favo de abelha” para diminuir a turbulência de entrada do escoamento de modo a torná-lo o mais laminar possível. A dimensão da secção de teste é de 0.80 m x 0.80 m (figura 3.1).

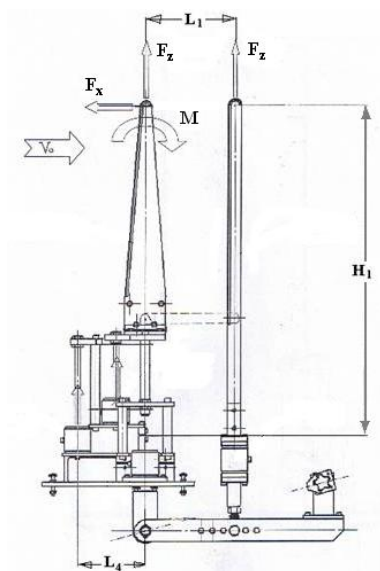


Figura 3.1 Vista lateral da balança do túnel de vento EREME ^[17]

3.1.2 Balança Aerodinâmica EREME de 6 Componentes

Esta balança efectua a aquisição de seis valores fornecidos pelas células de carga, sendo que estes são posteriormente processados e convertidos em seis componentes aerodinâmicas (forças e momentos).

Existem três configurações possíveis para a balança aerodinâmica: três mastros, um mastro longo e um mastro curto. Para testar os modelos em foco neste trabalho foi necessário usar a configuração de três mastros. Estas configurações podem ser visualizadas no Anexo 1.

As células de carga, ligadas mecanicamente aos mastros da balança, são alimentadas por equipamento adequado e convertem a carga exercida em tensão eléctrica. Esta é posteriormente transmitida a um interface que irá apresentar o valor das forças actuantes, em Newtons. As células usadas neste trabalho têm um valor máximo admissível de 50 N (segundo indicações de segurança por parte do fabricante), estando sujeitas a esforços de tracção ou compressão.

3.1.3 Equipamento de Leitura (Kosmos α -c)

O valor instantâneo de cada célula de carga é visualizado neste equipamento que além de fornecer alimentação às células, recebe reciprocamente o sinal eléctrico que é convertido em força (figura 3.2).

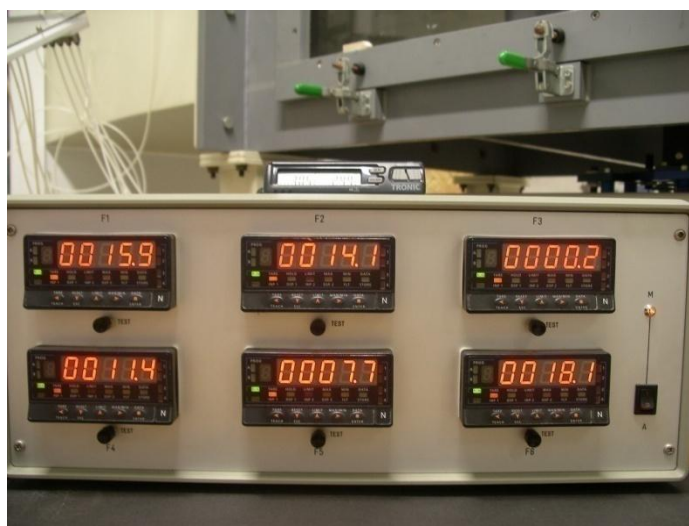


Figura 3.2 Equipamento de leitura (Kosmos α -c)

No início de cada ensaio eram verificados os valores de teste de cada célula. Os valores ideais indicados no manual do túnel de vento ^[17] são:

- F_1 , valor de teste = 31.6

- F_2 , valor de teste = 32.5
- F_4 , valor de teste = 37.5
- F_5 , valor de teste = 33.1
- F_6 , valor de teste = 33.0

3.1.4 Manómetro Multitubos (DeltaLab)

A velocidade na secção de teste é medida através de um manómetro constituído por vários tubos que contêm água colorida e que se encontram ligados às tomadas de pressão estática e dinâmica do túnel de vento (figura 3.3). A comparação entre as alturas da coluna de água das tomadas de pressão com a pressão atmosférica, ou seja, a diferença de pressões permite então calcular a velocidade na secção de teste.

O manómetro é inclinável e a escala dos tubos tem uma precisão de 2 milímetros. Este instrumento de aferição da velocidade na secção de teste revelou-se muito pouco prático pois a leitura torna-se bastante permissível a erros e é sempre necessário acautelar possíveis estrangulamentos e perdas de pressão nos tubos desde as tomadas no túnel até à ligação com o manómetro.

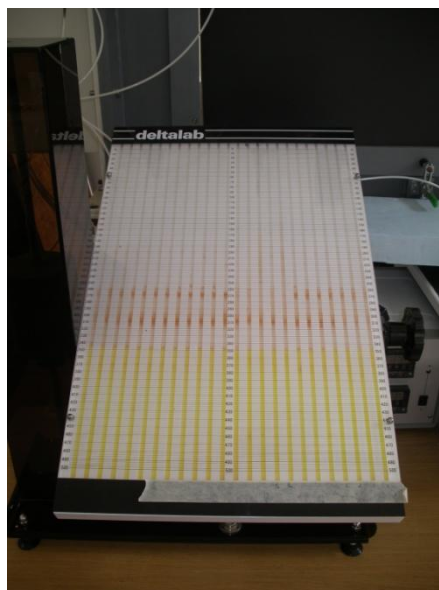


Figura 3.3 Manómetro multitubos (DeltaLab)

3.1.5 Módulo de Ajuste do Regime do Fan (ABB)

O controlo da velocidade do túnel é feito pelo ajuste do regime de funcionamento do FAN (feito por este módulo), onde o regime de funcionamento máximo é de 1500 rpm, sendo o nominal de 1300 rpm.

3.1.6 Instrumentos de Medida das Condições de Ensaio

Os valores da temperatura e pressão atmosférica em que se realizaram os ensaios foram lidos directamente através de um termómetro e de um barómetro, existentes na cabine de teste (figura 3.4).



Figura 3.4 Termómetro e barómetro

3.1.7 Efeito de Bloqueio Aerodinâmico do Túnel de Vento

Apesar de se tentar assemelhar ao máximo as condições de teste em túnel de vento, estas diferem das condições de operação num escoamento livre.

Para que os valores obtidos no ensaio experimental fossem os mais aproximados da verdade possível, estes devem então ser corrigidos tendo em conta os seguintes pontos:

A – Bloqueio do Escoamento

Este efeito relaciona a área frontal do modelo com a área da secção de teste e tem maior relevo quando as dimensões do modelo são demasiado grandes em comparação com as da secção de teste. A presença do modelo no túnel reduz a área de passagem do escoamento bloqueando-o a montante, o que pelo princípio de Bernoulli implica um aumento da velocidade do ar em volta do modelo. O seu efeito depende da área frontal do modelo, sendo independente do arqueamento do perfil.

Segundo a referência ^[18], chega-se à seguinte correcção:

$$\varepsilon_{SB} = \frac{K_1 \cdot Volume_{modelo}}{\sqrt[3]{C}}$$

Com $K_1 = 0.74$ e C igual à área da secção de teste $\leftrightarrow C = 0.64 \text{ m}^2$

Recorrendo ao modelo tridimensional desenhado em CATIA temos:

$$Volume_{modelo} = 0.0032 \text{ m}^3$$

B – Bloqueio da Esteira Aerodinâmica

Um qualquer corpo real, sem dispositivo de controlo da camada limite irá provocar uma esteira a jusante. Essa esteira tem uma velocidade média inferior à do escoamento livre. Seguindo o princípio da continuidade, a velocidade fora dos limites da esteira, num túnel de secção fechada deverá ser superior ao escoamento não perturbado de modo a manter constante o caudal de ar que passa na secção de teste. No escoamento principal, uma maior velocidade, segundo o princípio de Bernoulli, provoca uma diminuição da pressão que por sua vez origina a camada limite em torno do modelo (transformando-se posteriormente em esteira). Assim, o

modelo fica sob o efeito de um gradiente de pressão que irá resultar num aumento da velocidade sobre si.

Para corrigir este fenómeno, no caso 2D, tem-se segundo a referência ^[18]:

$$\varepsilon_{WB} = \frac{corda_{modelo}}{2 \cdot h} \cdot C_{du}$$

onde h é a largura da secção de teste (0.80 m) e C_{du} o coeficiente de arrasto medido.

C – Curvatura das Linhas de Corrente

A existência de chão e tecto na secção de testes provoca o efeito indesejável de conter a curvatura natural do escoamento que passa pelo modelo, não se verificando portanto a forma natural que as linhas de corrente teriam num escoamento livre. Em termos aerodinâmicos é como se o modelo tivesse um arqueamento maior, cerca de 1%, do que o real, perante o estrangulamento do escoamento. Assim, para o mesmo ângulo de ataque, um perfil em túnel de vento tem mais sustentação, pois esse ângulo, no túnel passa mesmo a ser maior.

Considerando como satisfeita a terceira condição referida anteriormente, e também segundo a referência ^[18] chega-se à seguinte expressão de correcção:

$$\sigma = \frac{\pi^2}{48} \cdot \left(\frac{corda_{modelo}}{h} \right)^2$$

Para além destes efeitos existe ainda um outro devido ao gradiente de pressão estática ao longo da secção de teste que produz um arrasto adicional designado

“flutuação horizontal”. Este efeito é normalmente muito pequeno e não será considerado neste estudo experimental.

Em suma, para ensaios bidimensionais, os dados aerodinâmicos medidos (identificados pelo índice u) são corrigidos pelas seguintes expressões, ^[18] que têm em consideração os efeitos descritos anteriormente.

Velocidade

$$V = V_u(1 + \varepsilon) \text{ com } \varepsilon = \varepsilon_{SB} + \varepsilon_{WB}$$

Reynolds

$$R_e = R_{e_u}(1 + \varepsilon)$$

Ângulo de Ataque

$$\alpha = \alpha_u + \frac{57.3\sigma}{2\pi} (C_{lu} + 4C_{m^{1/4}u})$$

Coefficiente de Sustentação

$$C_l = C_{lu}(1 - \sigma - 2\varepsilon)$$

Coefficiente de Momento a $c/4$

$$C_{m^{1/4}} = C_{m^{1/4}u}(1 - 2\varepsilon) + \frac{\sigma C_l}{4}$$

Coefficiente de Arrasto

$$C_d = C_{du}(1 - 3\varepsilon_{SB} - 2\varepsilon_{WB})$$

3.2 Procedimento dos Ensaios

De forma a minimizar os erros, os ensaios aerodinâmicos foram bastante metódicos. Uma vez que a corda do flape é cerca de 50% da corda nenhum servo disponível era suficientemente forte para manter o flape na sua posição nas velocidades mais elevadas. Os servos foram então substituídos por um disco de contraplacado onde foram assinalados e abertos furos com o diâmetro do tirante,

todos os ângulos de deflexão do flape, de modo a que se possa fixar o flape na posição pretendida. Os ensaios procederam-se de um modo cauteloso sendo todos os componentes desligados e voltados a zero entre cada experiência, da seguinte forma:

1. Fixa-se o ângulo do flape na posição pretendida;
2. Coloca-se o perfil no ângulo de ataque desejado;
3. Lê-se o valor da temperatura e pressão;
4. Coloca-se a zero o equipamento de leitura das células de carga;
5. Liga-se o módulo de ajuste do regime do fan;
6. Ajusta-se a leitura do manómetro para o Reynolds em estudo;
7. Lêem-se os valores visualizados;

Em seguida o módulo de ajuste do regime do fan era desligado, o equipamento de leitura colocado a zeros e repetiam-se todos os passos novamente até estarem retirados todos os valores.

3.3 Resultados

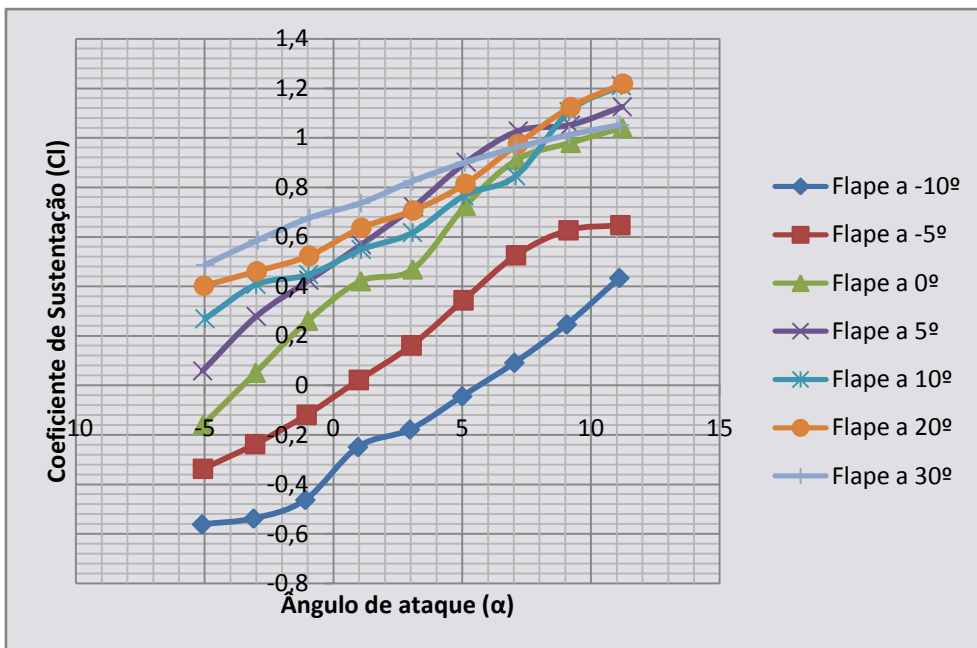


Gráfico 1 Coeficiente de Sustentação para a asa convencional no 1º Reynolds

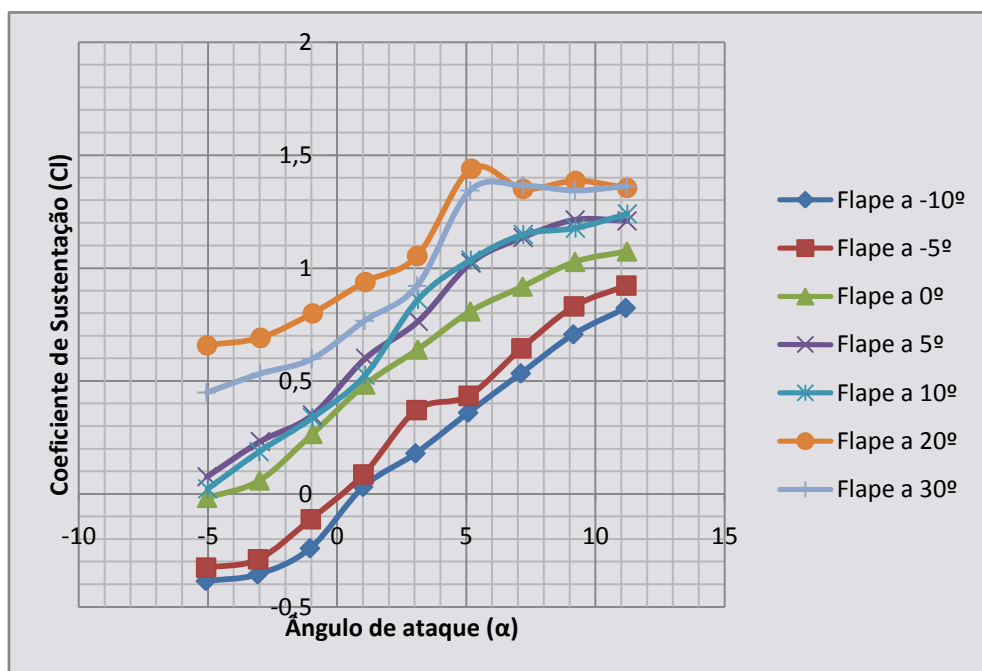


Gráfico 2 Coeficiente de Sustentação para a asa “morphing” no 1º Reynolds

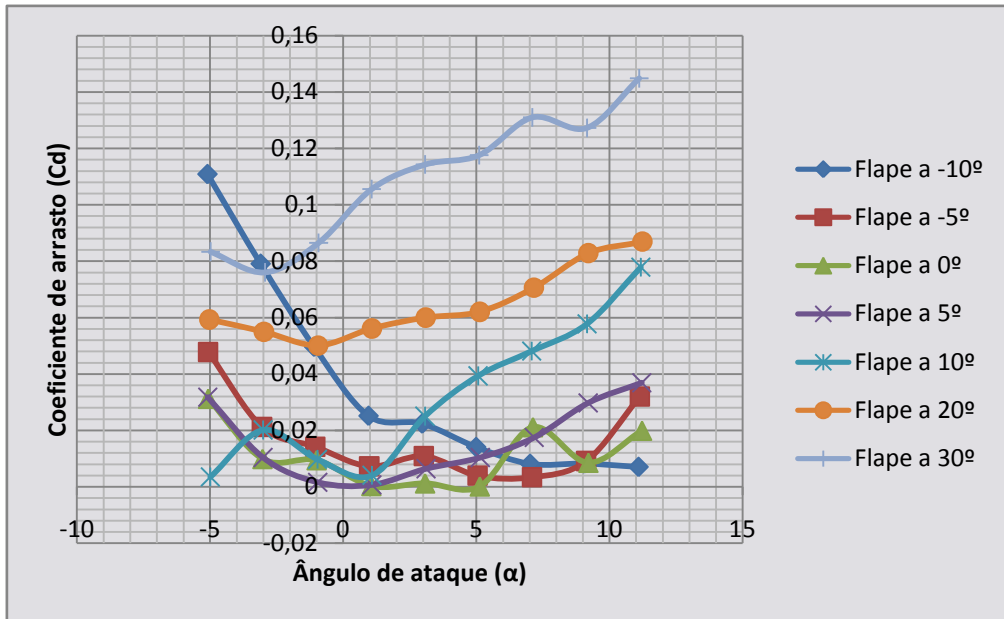


Gráfico 3 Coeficiente de Arrasto para a asa convencional no 1º Reynolds

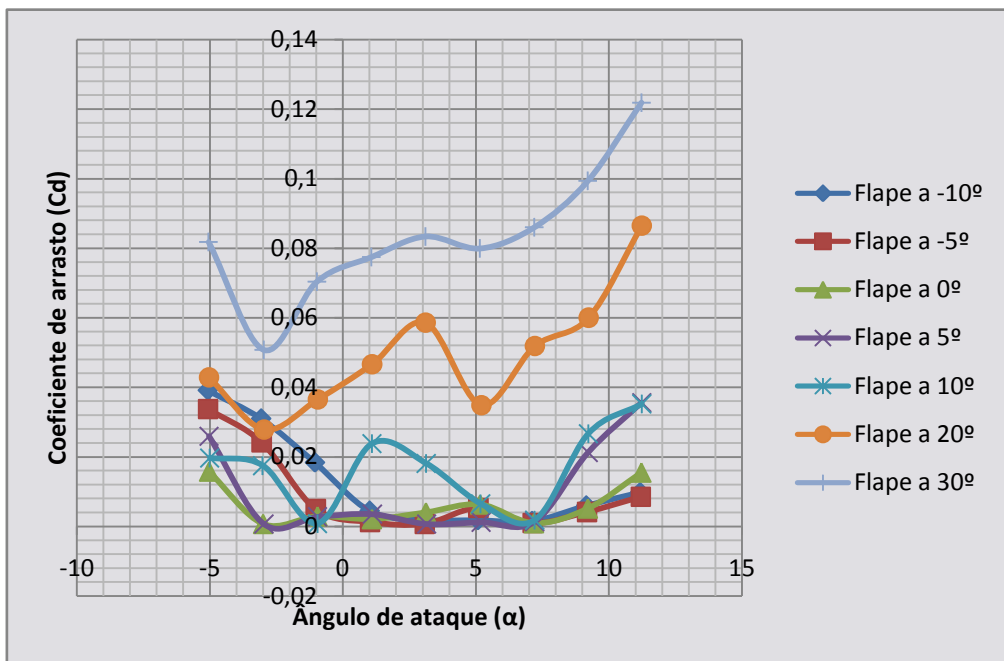


Gráfico 4 Coeficiente de Arrasto para a asa “morphing” no 1º Reynolds

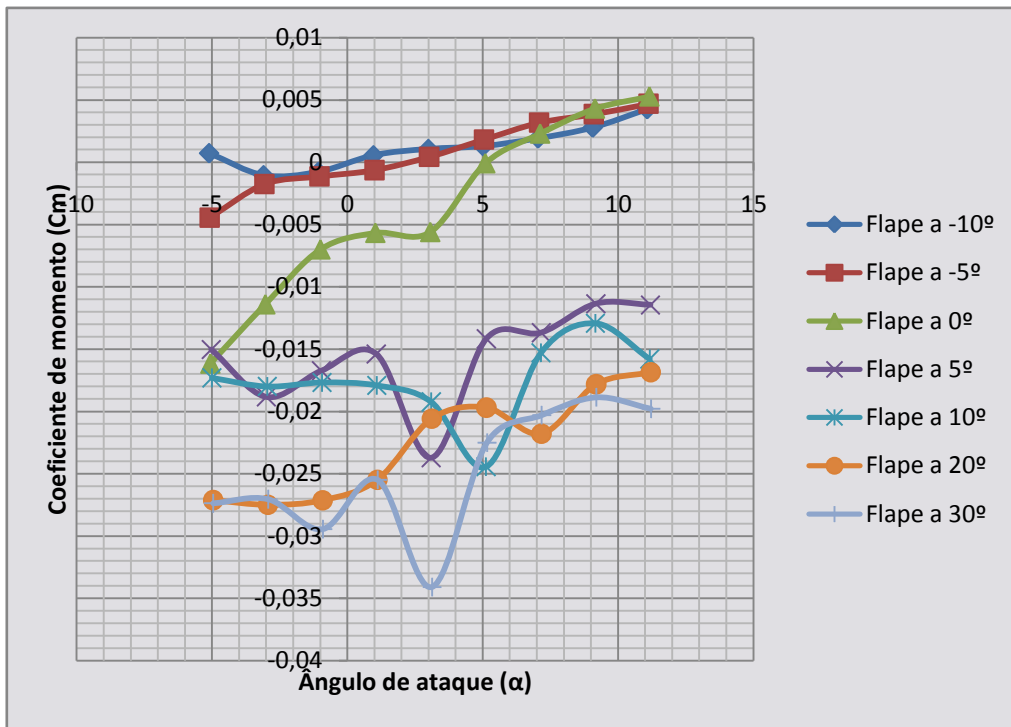


Gráfico 5 Coeficiente de Momento para a asa convencional no 1º Reynolds

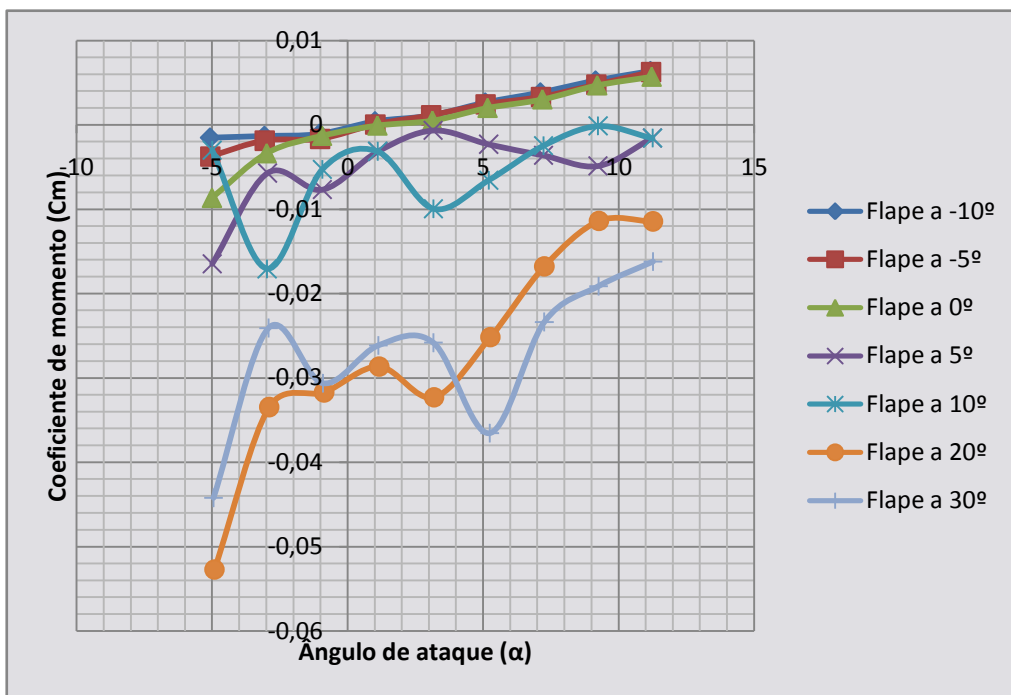


Gráfico 6 Coeficiente de Momento para a asa “morphing” no 1º Reynolds

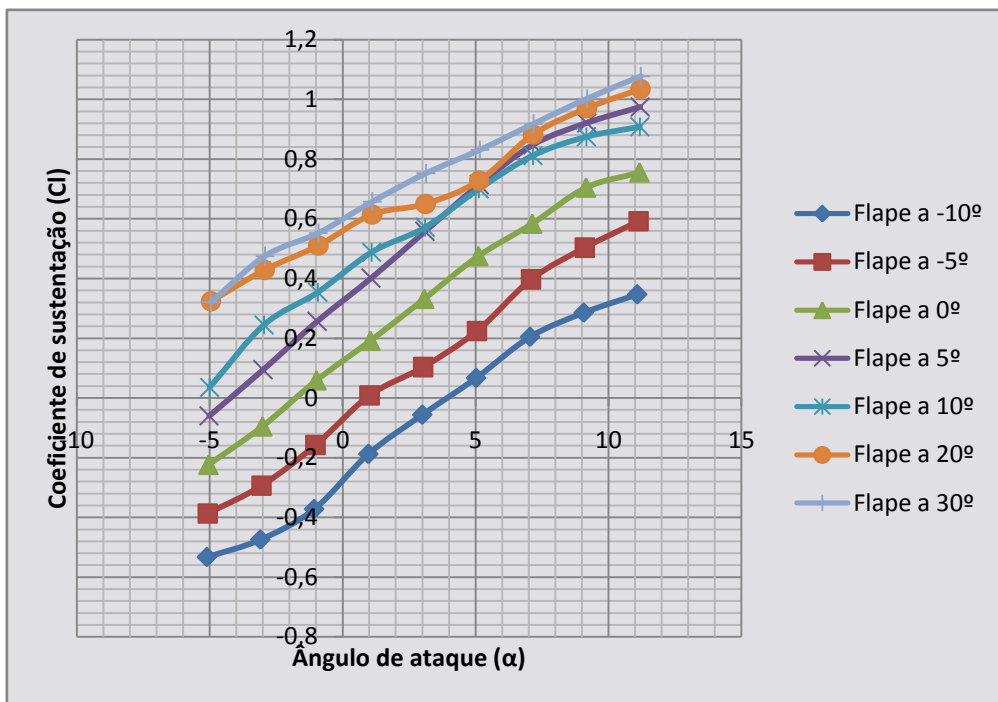


Gráfico 7 Coeficiente de Sustentação para a asa convencional no 2º Reynolds

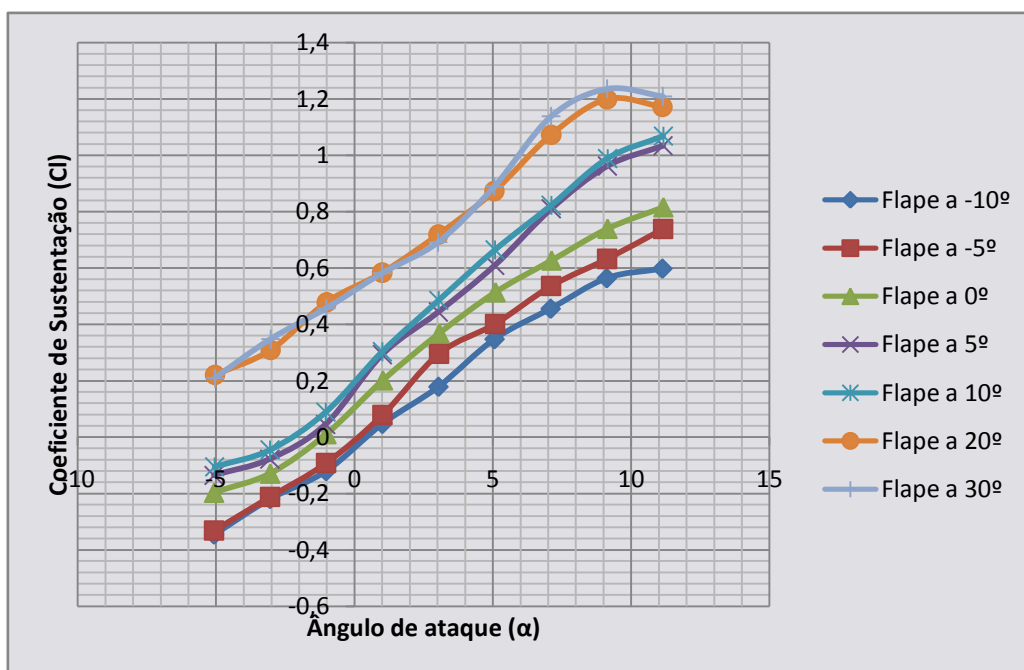


Gráfico 8 Coeficiente de Sustentação para a asa “morphing” no 2º Reynolds

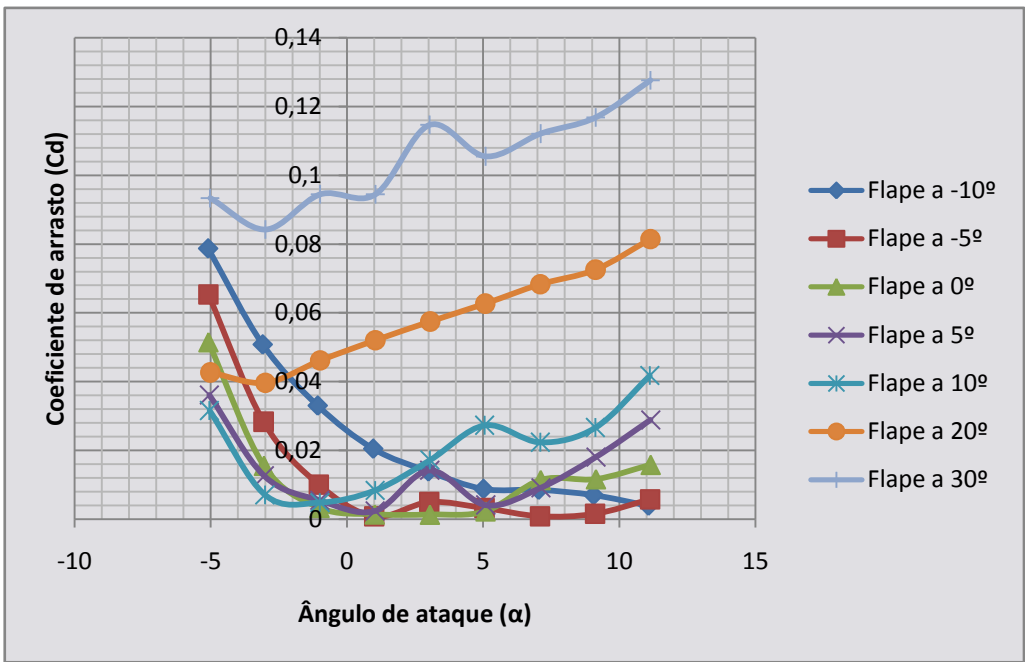


Gráfico 9 Coeficiente de Arrasto para a asa convencional no 2º Reynolds

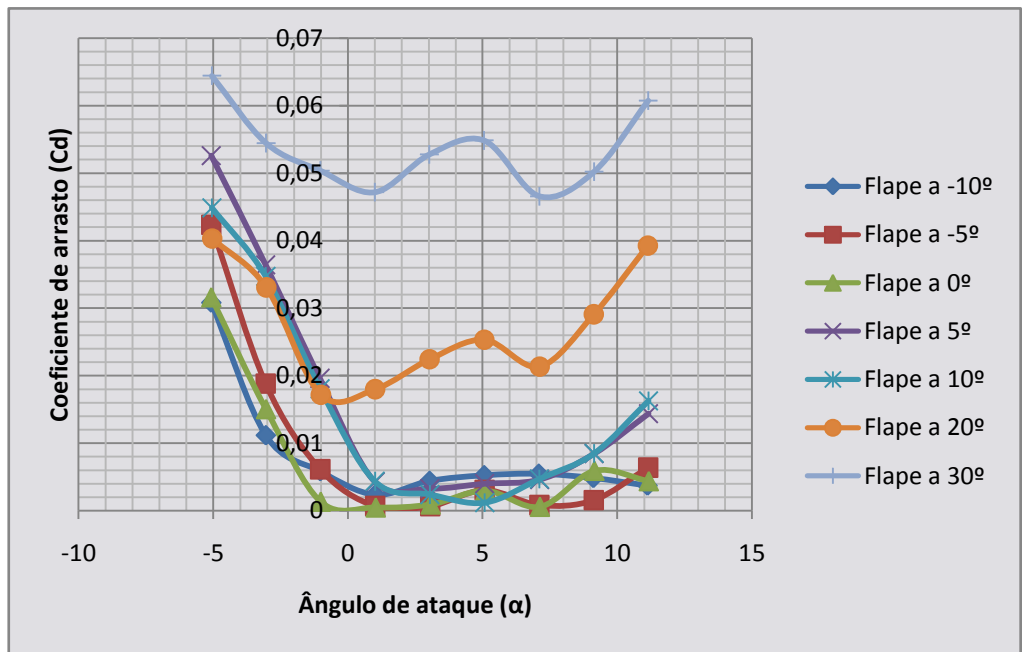


Gráfico 10 Coeficiente de Arrasto para a asa “morphing” no 2º Reynolds

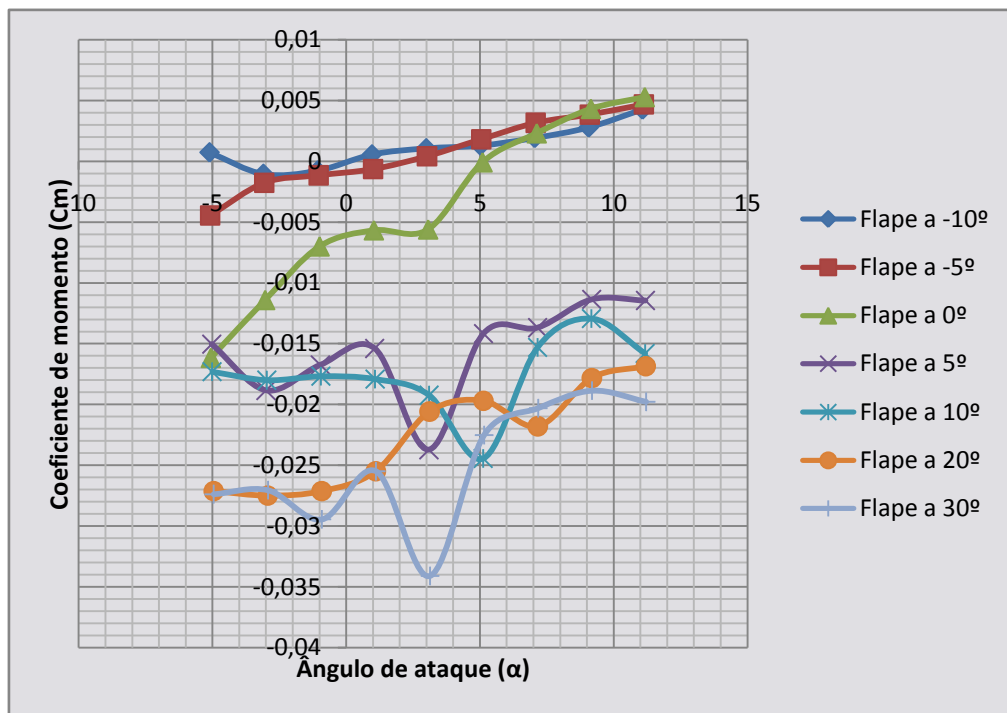


Gráfico 11 Coeficiente de Momento para a asa convencional no 2º Reynolds

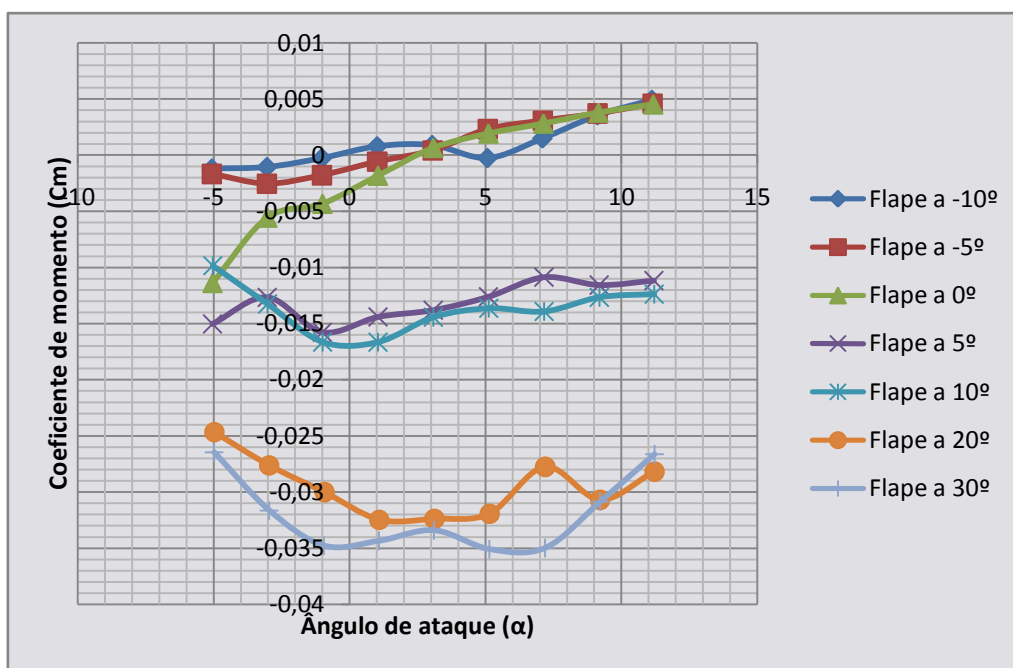


Gráfico 12 Coeficiente de Momento para a asa “morphing” no 2º Reynolds

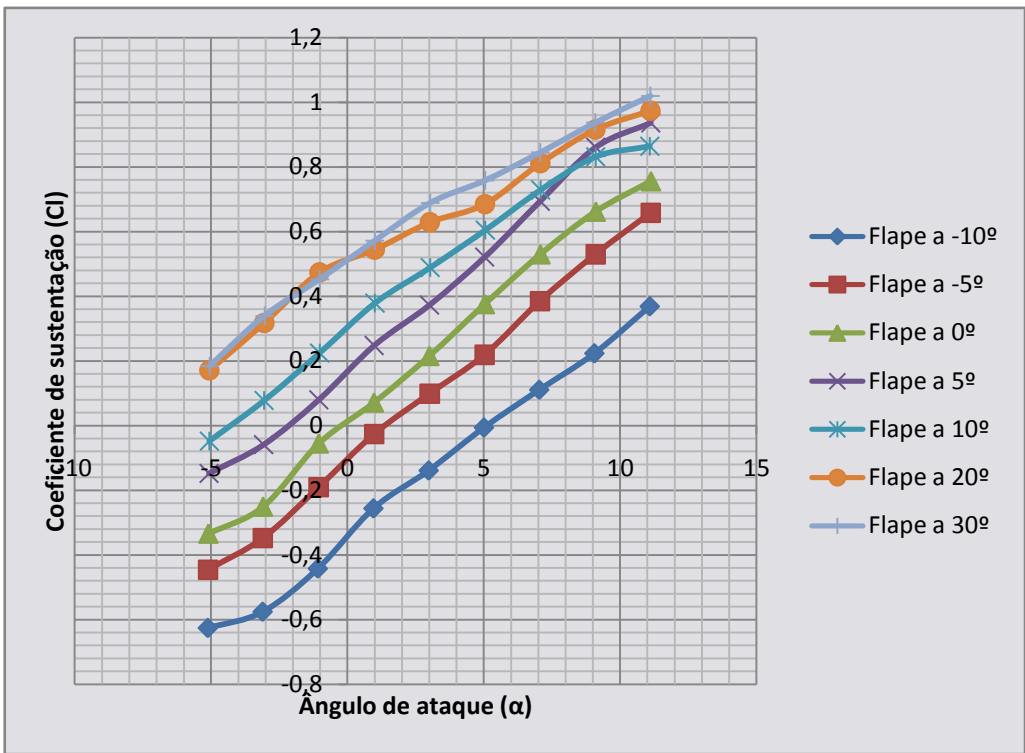


Gráfico 13 Coeficiente de Sustentação para a asa convencional no 3º Reynolds

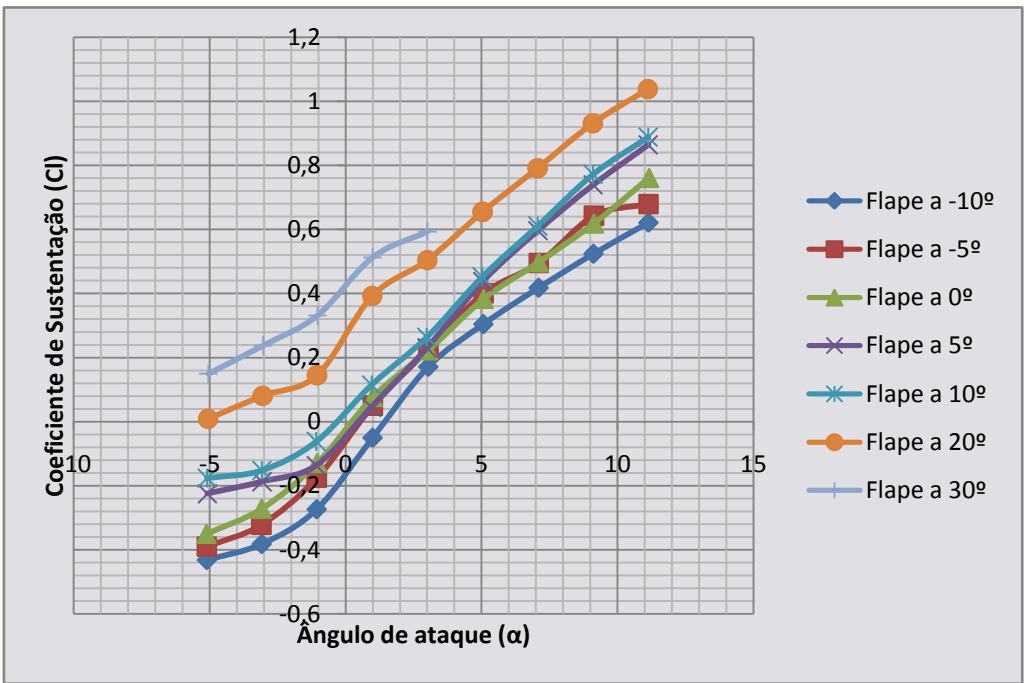


Gráfico 14 Coeficiente de Sustentação para a asa “morphing” no 3º Reynolds

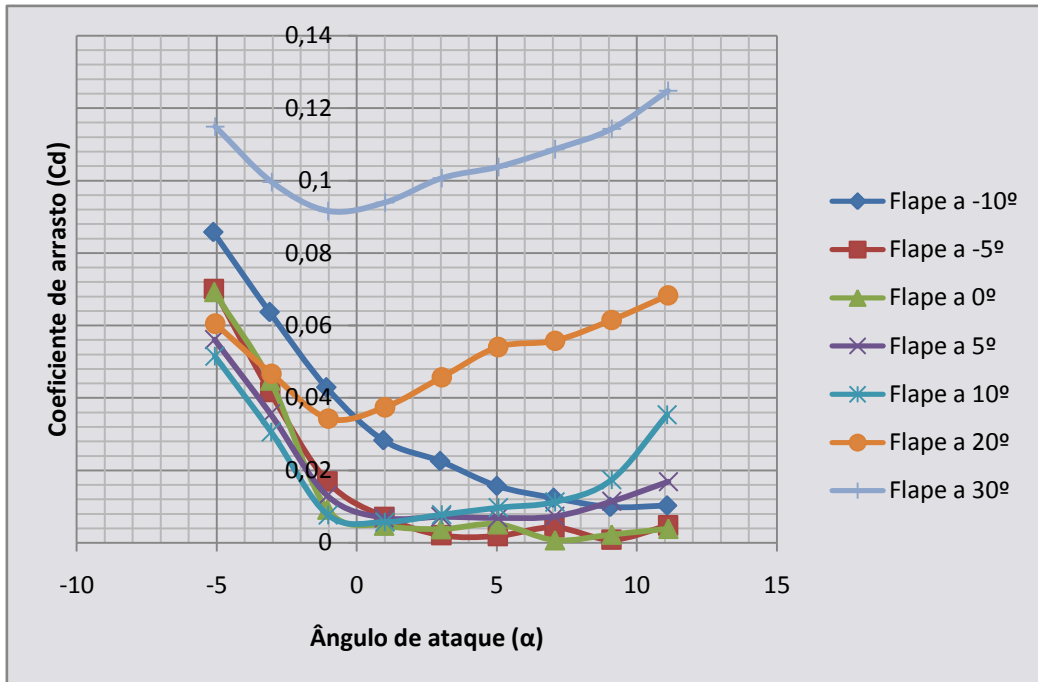


Gráfico 15 Coeficiente de Arrasto para a asa convencional no 3º Reynolds

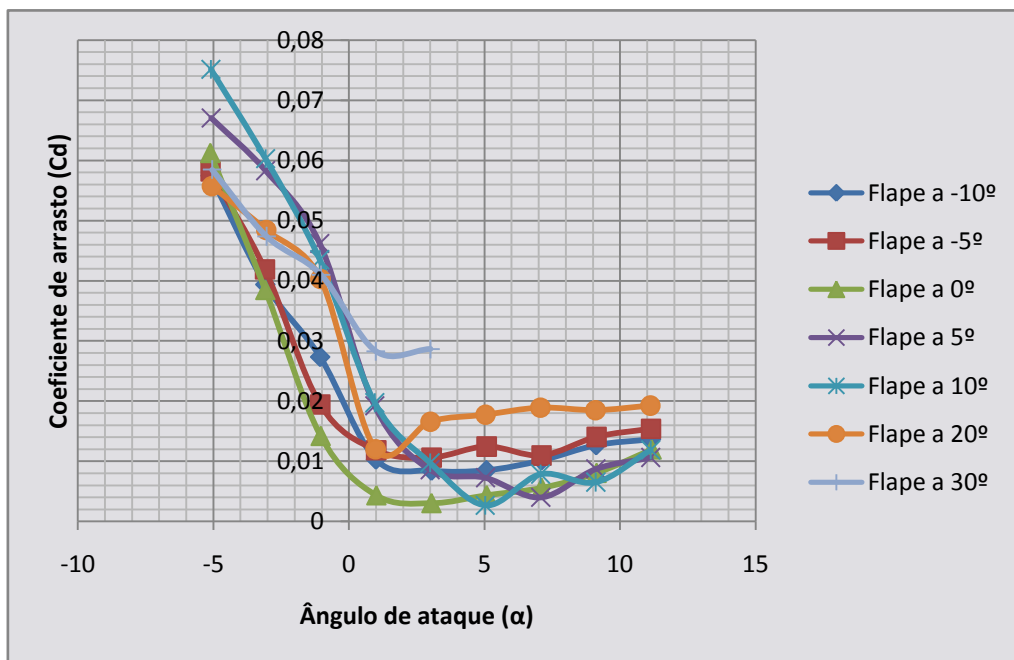


Gráfico 16 Coeficiente de Arrasto para a asa “morphing” no 3º Reynolds

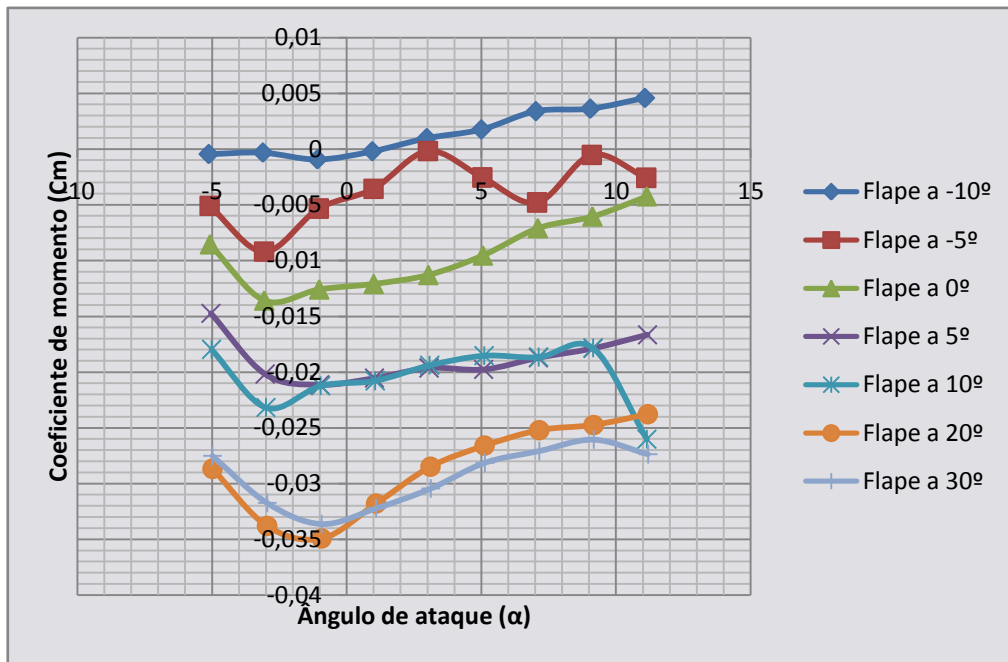


Gráfico 17 Coeficiente de Momento para a asa convencional no 3º Reynolds

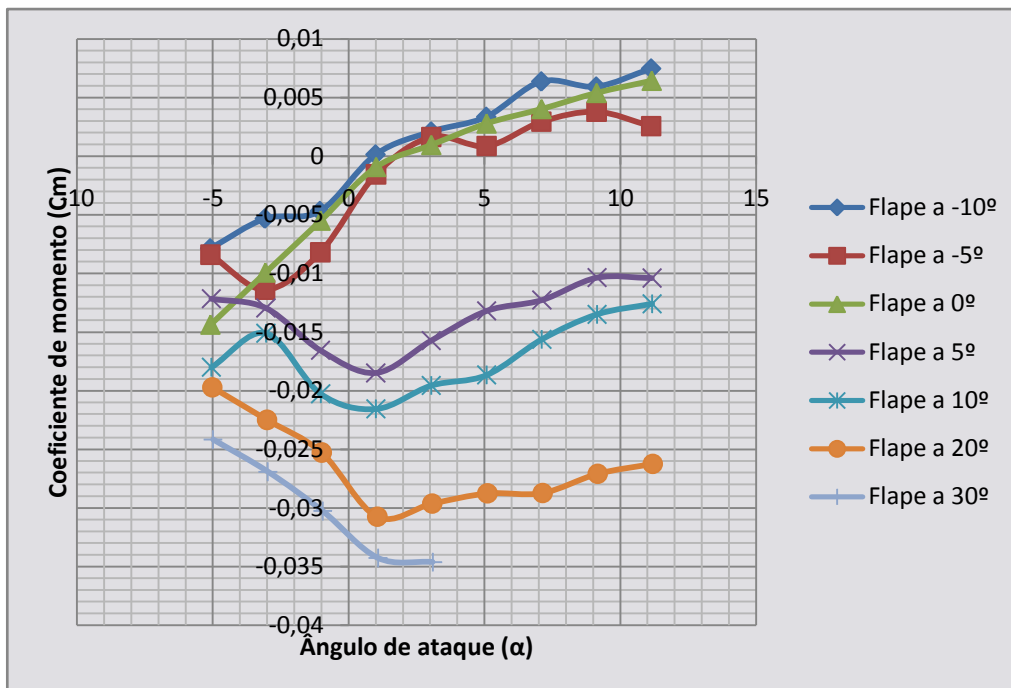


Gráfico 18 Coeficiente de Momento para a asa “morphing” no 3º Reynolds

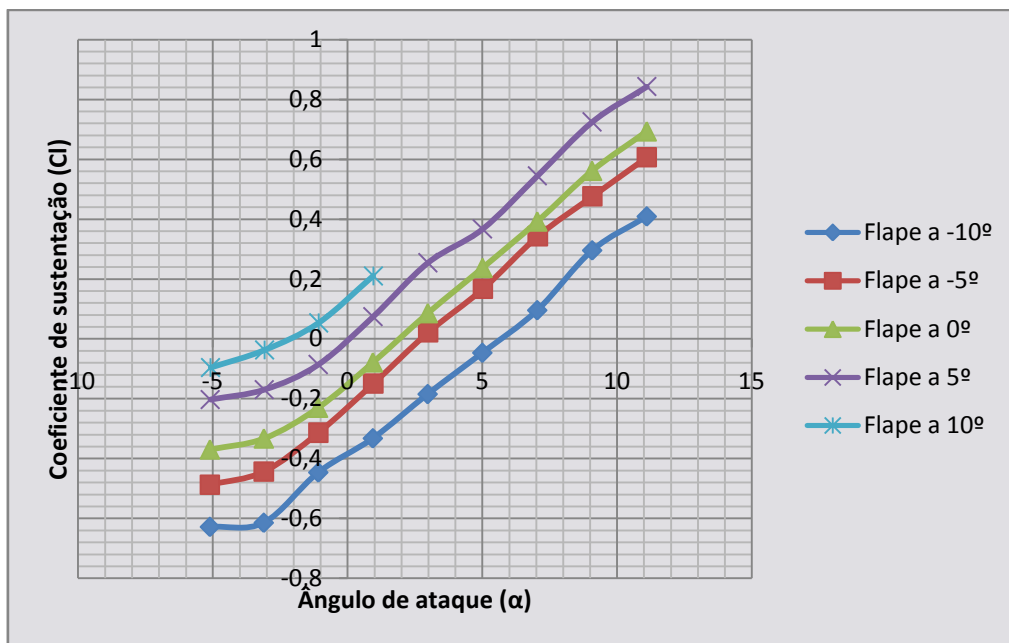


Gráfico 19 Coeficiente de Sustentação para a asa convencional no 4º Reynolds

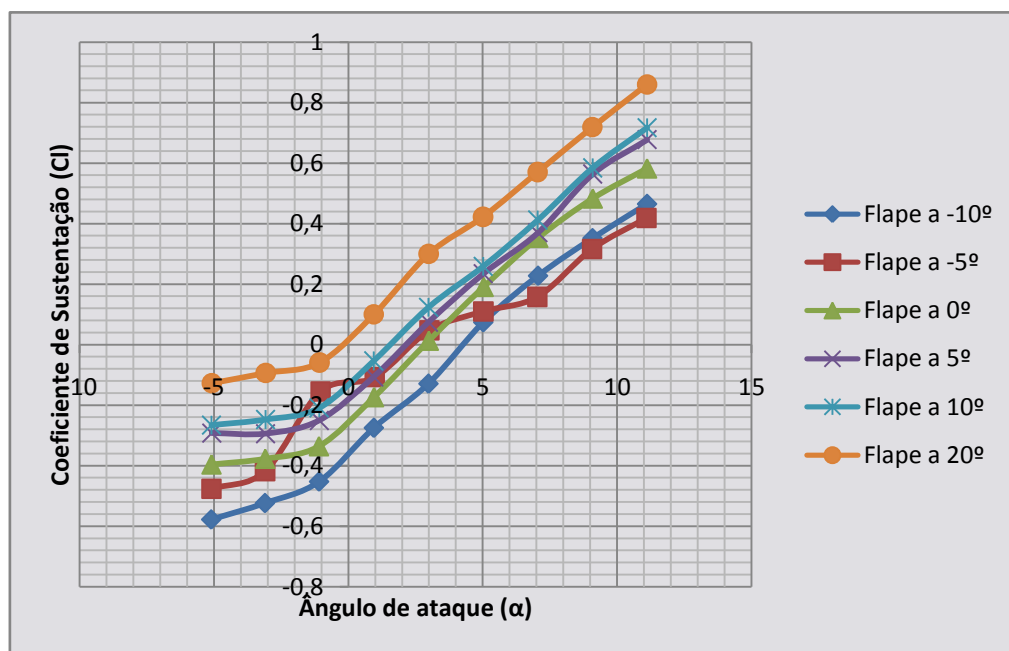


Gráfico 20 Coeficiente de Sustentação para a asa “morphing” no 4º Reynolds

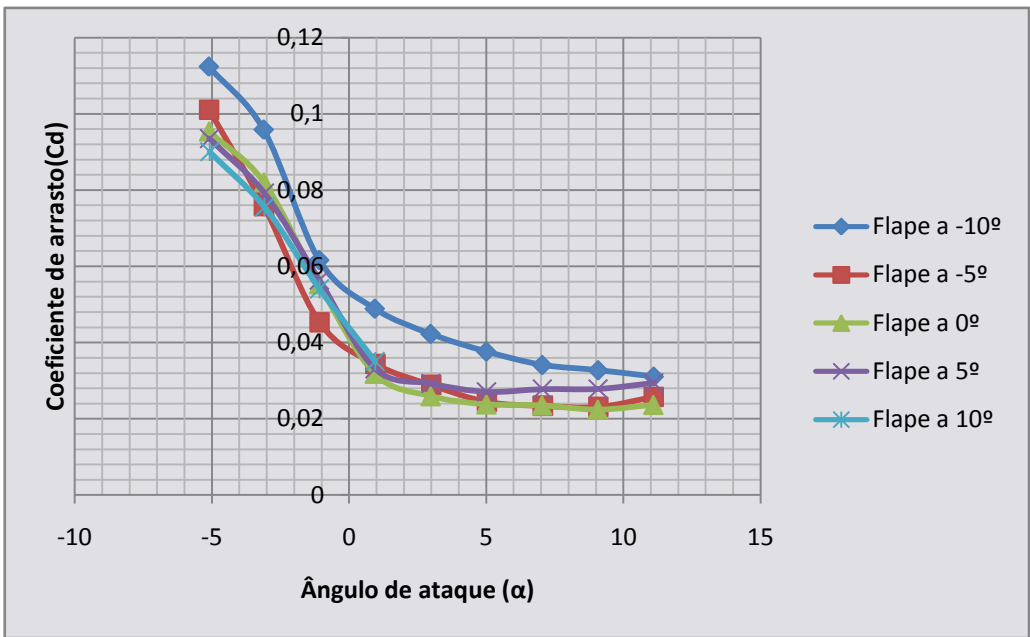


Gráfico 21 Coeficiente de Arrasto para a asa convencional no 4º Reynolds

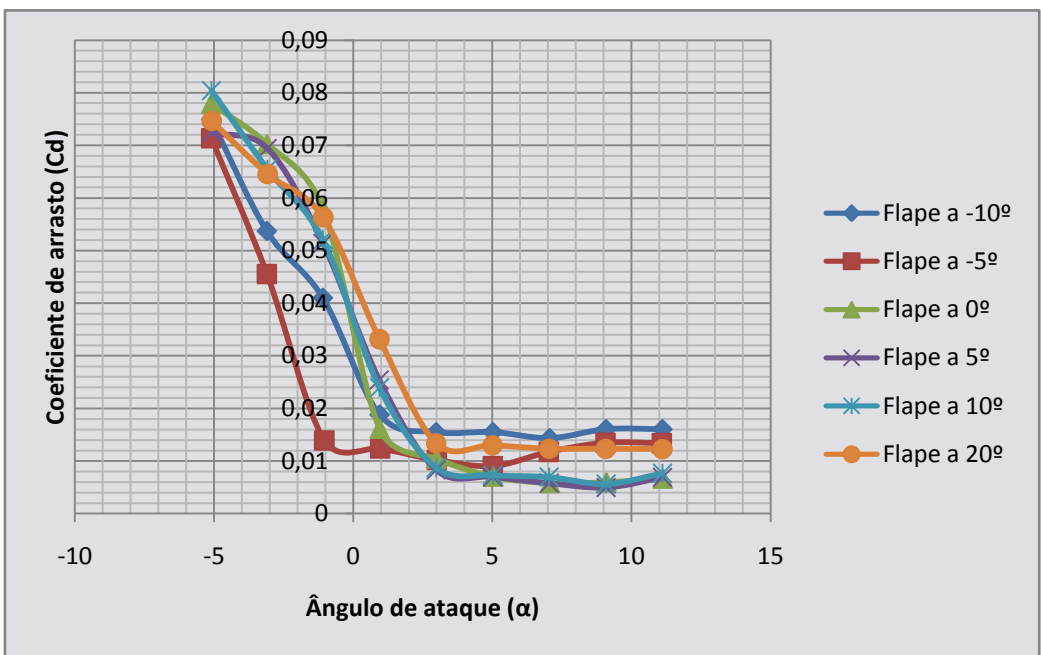


Gráfico 22 Coeficiente de Arrasto para a asa “morphing” no 4º Reynolds

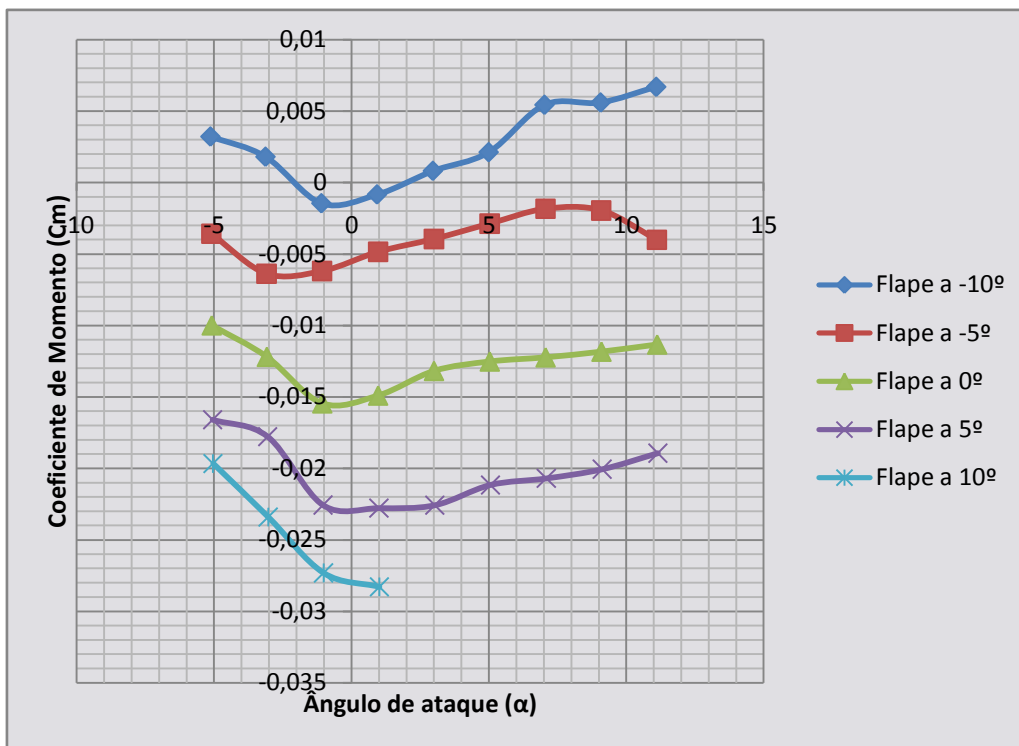


Gráfico 23 Coeficiente de Momento para a asa convencional no 4º Reynolds

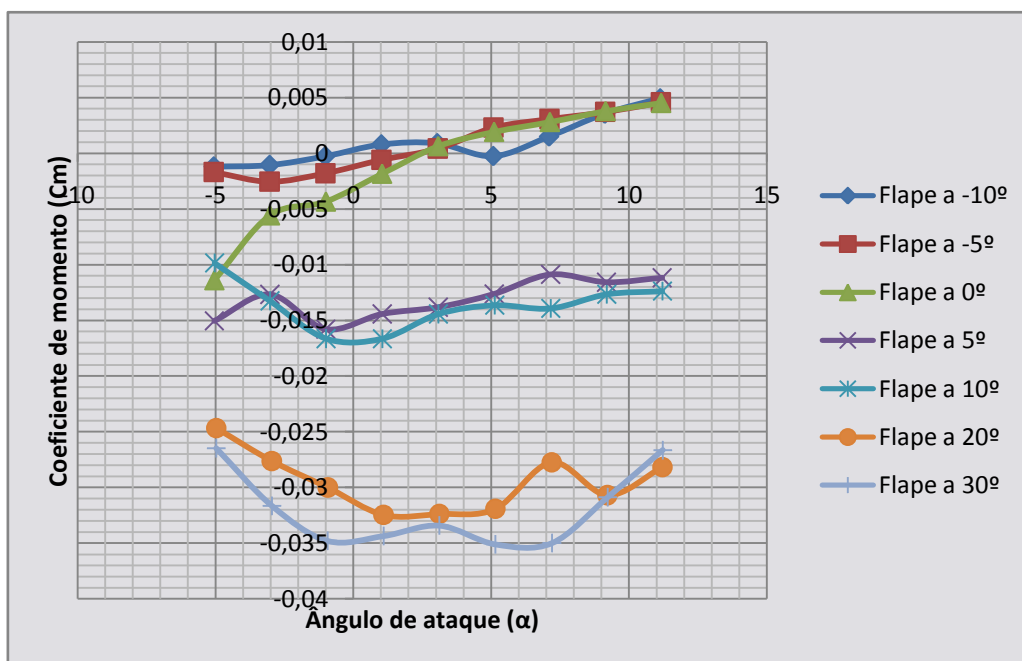


Gráfico 24 Coeficiente de Momento para a asa “morphing” no 4º Reynolds

3.4 Análise de resultados

Analisando os gráficos 1 e 2, 7 e 8, 13 e 14, 19 e 20 que correspondem ao coeficiente de sustentação podemos verificar que existe uma ligeira diferença entre as asas, favorecendo a asa morphing. Esta diferença intensifica-se à medida que se aumenta o valor do Reynolds, chegando a um ponto em que não é possível concluir todos os testes devido às limitações das células de carga. De qualquer modo é perceptível que a asa morphing tem um desempenho superior à asa convencional. Nos mesmos gráficos é ainda possível verificar uma redução do coeficiente de sustentação à medida que se aumenta o número de Reynold, o que deveria acontecer ao contrário. Tal situação pode dever-se aos erros cometidos nas leituras e equipamento mal calibrado. No anexo 2 é apresentada uma análise de erros de modo a justificar o acontecido.

Analisando agora o coeficiente de arrasto, correspondendo aos gráficos 3 e 4, 9 e 10, 15 e 16, 21 e 22 pode observar-se que existe uma redução do arrasto na asa morphing em relação à asa convencional, como era esperado. Dos gráficos 9 e 10 para 15 e 16 verifica-se um aumento do coeficiente, o que deveria ser ao contrário. As razões são as mesmas já explicadas para o coeficiente de sustentação. Na generalidade a asa morphing tem um coeficiente de arrasto bastante mais reduzido que a asa convencional.

Por último analisando os gráficos restantes correspondentes ao coeficiente do momento é possível verificar uma redução nos esforços na asa morphing, contendo umas linhas bastante mais suaves e mais perto do valor nulo, equivalendo a uma carga bastante superior na superfície de sustentação.

4. Conclusões

4.1 Conclusão

Com base nos gráficos apresentados no capítulo anterior é possível retirar algumas conclusões positivas. O flape da asa “morphing” cumpriu o objectivo (a variação da curvatura sem qualquer fenda) imposto desde o início funcionando sem problemas e cobrindo uma amplitude de [-10;30] graus.

Os resultados acabaram por se revelar bastante optimistas com o aumento significativo da sustentação da asa “morphing” e sem alterar o arrasto de forma a prejudicar a aposta neste tipo de estruturas. O peso das duas asas foi também equiparado sendo mais um ponto positivo na medida em que a asa convencional pesava 400g e a asa adaptativa 415g e como não difere muito uma da outra não existe inconveniente neste campo.

Algumas medições não puderam ser efectuadas (como se pode verificar nos últimos gráficos) devido às limitações das forças nas células de carga impostas pelo fabricante. É também importante notar que existem alguns erros nas medições provavelmente devido ao equipamento utilizado (nomeadamente as células de carga e balança) não se encontrar em perfeitas condições e devido a alguns erros de leitura por aproximação.

4.2 Trabalhos futuros

Na asa em estudo o flap movimenta-se uniformemente ao longo de toda a envergadura, mas no futuro poderá ser de extrema utilidade que o flape alterar a torção aerodinâmica da asa podendo uma nervura estar deflectida para baixo e outra para cima. Existe ainda a necessidade de efectuar um melhoramento do mecanismo de actuação do flape, bem como a realização de um estudo dos requisitos energéticos deste conceito quando comparado com o flape simples convencional.

No presente trabalho é apresentado apenas o início de um estudo que tem várias áreas por onde continuar e evoluir. Uma área de interesse será a inclusão de uma casca embebida com sensores e actuadores piezoeléctricos de modo a tornar a asa completamente inteligente, recebendo impulsos eléctricos e respondendo com a deformação da asa conforme necessário. Uma outra área será a computacional, havendo neste campo uma enorme margem para melhoria com a ajuda de simuladores e programas de elementos finitos de modo a otimizar o perfil e dimensões de toda a asa tornando-a mais eficiente.

Bibliografia

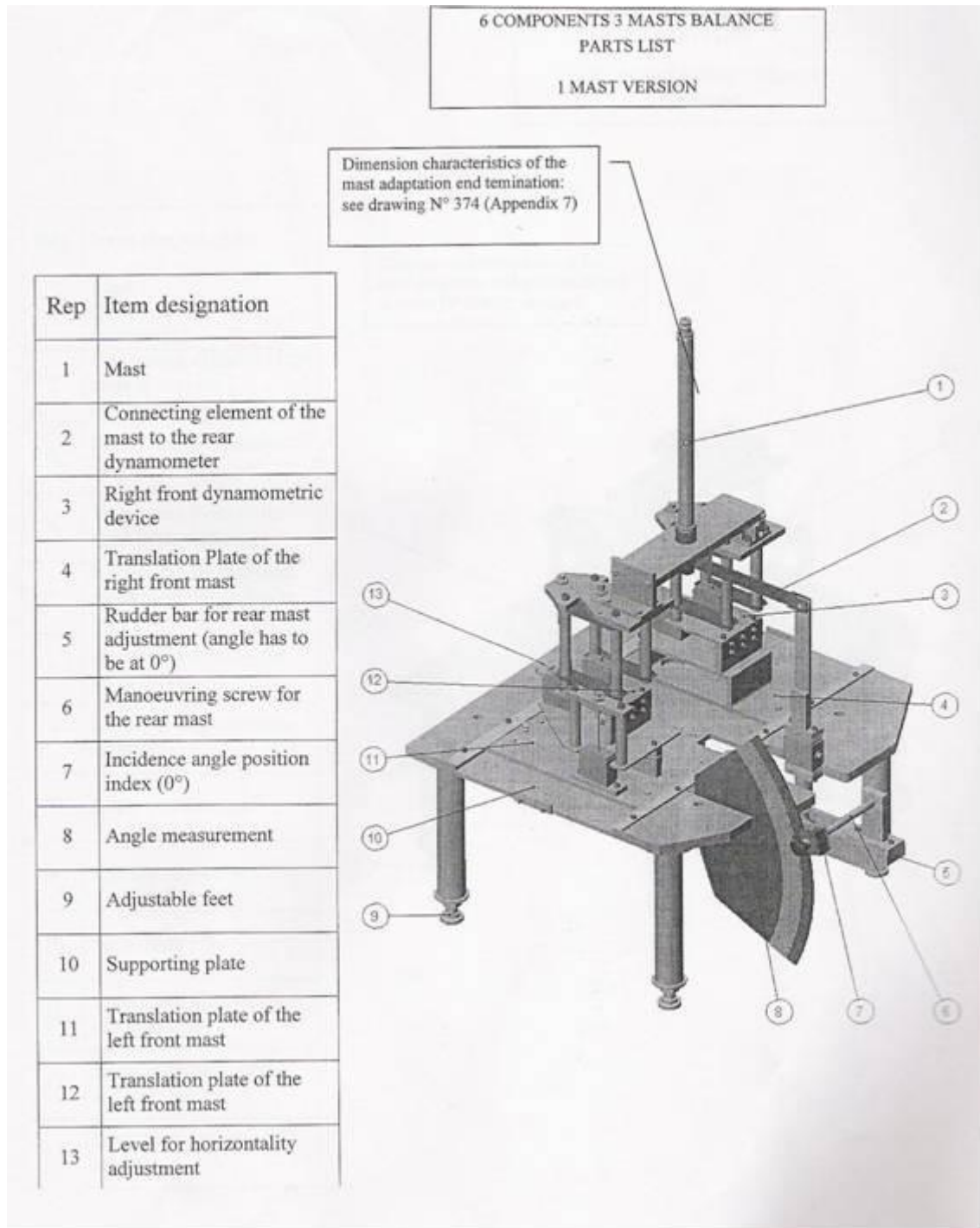
- [1] – McGowan, A., “*Advanced Course of Morphing Aircraft*”, IST, Portugal, 2008.
- [2] – Friswell, M., “*Advanced Course of Morphing Aircraft*”, IST, Portugal, 2008.
- [3] – NOVA, <http://www.pbs.org/wgbh/nova>, 10/08/2009.
- [4] – Monner, H. P., “*Realization of an optimized wing camber by using formvariable flap structures*”, *Aerosp. Sci. Technol.* 5 (2001) 445–455.
- [5] – Gamboa, P., Suleman, A., Aleixo, P., Vale, J., Lau, F., “*Design and Testing of a Morphing Wing for an Experimental UAV*”, UBI, IST, Portugal, University of Victoria, Canada
- [6] – Ricci, S., Scotti, A., Terraneo, M., “*Design, Manufacturing and Preliminary Test Results of an Adaptive Wing Camber Model*”, 47th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conferece, AIAA 2006-2043.
- [7] - Ricci, S., Terraneo, M., “*Conceptual Design of an Adaptive Wing for a Three-Surfaces Airplane*”, 46th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conferece, AIAA 2005-1959.
- [8] – Detrick, M., Washington, G., “*Modeling and Design of a Morphing Wing for Micro Unmanned Aerial Vehicles via Active Twist*”, 48th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conferece, AIAA 2007-1788.
- [9] – Kota, S., Osborn, R., Ervin, G., Maric, D., Flick, P., Paul, D., “*Mission Adaptive Compliant Wing – Design, Fabrication and Flight Test*”, 2006.
- [10] – Gamboa, P., Marques, M., Andrade, E., “*Design and Testing of a Variable Camber Flap for Improved Efficiency*”, UBI, Covilhã, Portugal.
- [11] – Schultz, M. R., Hyer, M. W., “*A Morphing Concept Based on Unsymmetric Composite Laminates and Piezoceramic MFC Actuators*”, 45th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conferece, AIAA 2004-1806.
- [12] – Maute, K., Reich, G. W., “*An Aeroelastic Topology Optimization Approach*”, 45th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conferece, AIAA 2004-1805.
- [13] – Abdulrahim, M., Garcia, H., Lind, R., “*Flight Characteristics of Shaping the Membrane Wing of a Micro Air Vehicle*”, *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No.1, 2005.

- [14] – Diaconu, C. G., Weaver, P. M., Mattioni, F., “*Solutions for morphing airfoil sections using bi-stable laminated composite structures*”, 48th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conferece, AIAA 2007-1719.
- [15] – Bilgen, O., Kochersberger, K., Diggs, E. C., Kurdila, A. J., Inman, D. J., “*Morphing Wing Micro-Air-Vehicles via Macro-Fiber-Composite Actuators*”, 48th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conferece, AIAA 2007-1785.
- [16] - Hilbig H., Wagner H., “*Variable wing camber control for civil transport aircraft*”, ICAS Proceedings, ICAS-84-5.2.1, Toulouse, 1984, pp. 107–112.
- [17] - Dubosc, L. and Bellanger, J., “*Instructions Manual of the 6 Component, 3 Mast Balance for the 800 x 800 mm Wind Tunnel*”, EREME Company, EREME-2547.00/2135, France, August 2000
- [18] - Silva, D., M., “*Sistema de Aquisição de Dados -Túnel de Vento EREME*”, Projecto final de Curso, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2000/2001

ANEXOS

ANEXO 1

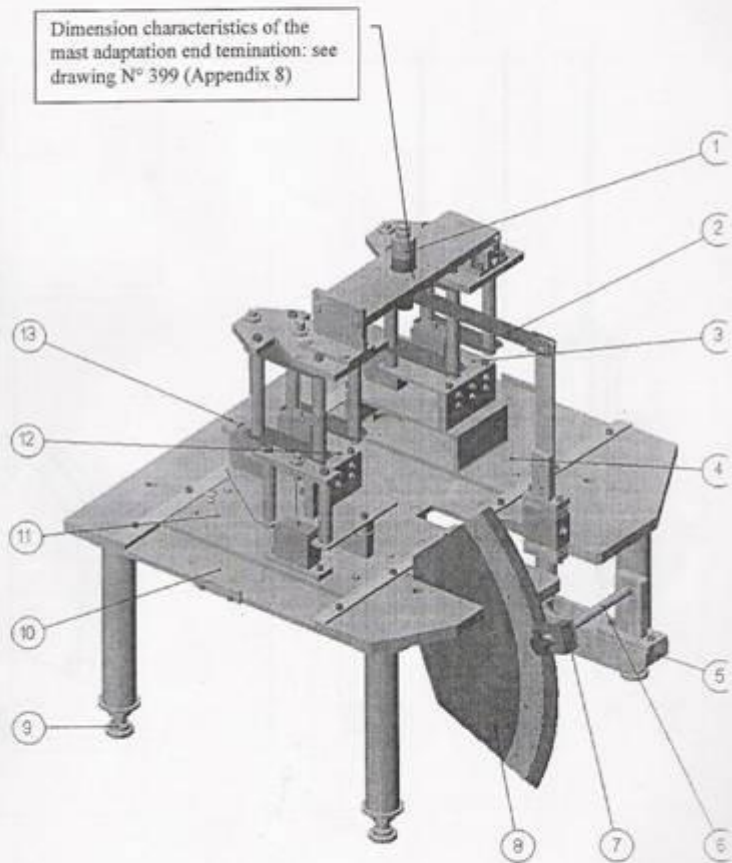
Versão da Balança para 1 Mastro Longo



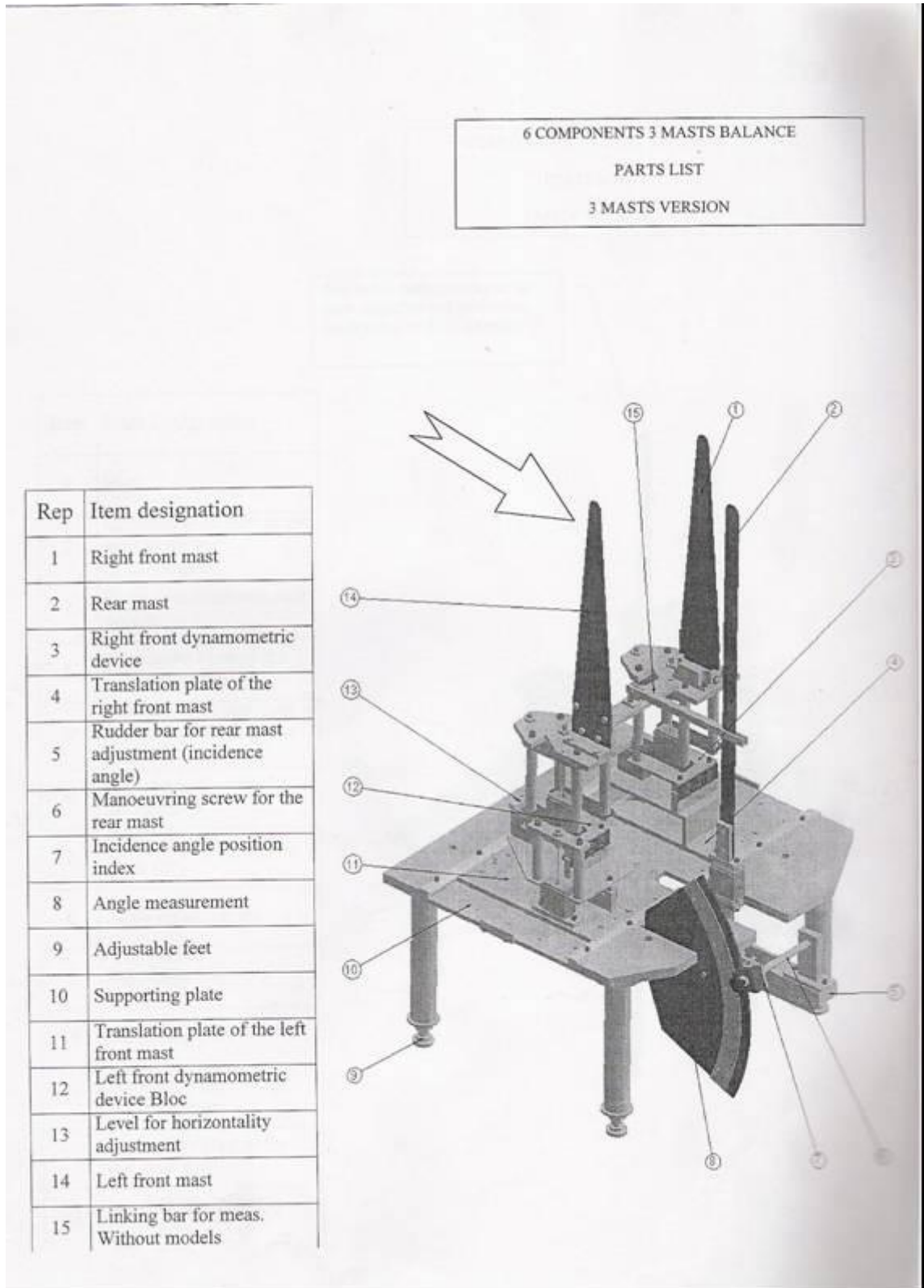
Versão da Balança para 1 Mastro Curto

6 COMPONENTS 3 MASTS BALANCE
PARTS LIST
WALL MOUNTING VERSION
(Short mast)

Rep	Item designation
1	Mast (Short version / wall mounting)
2	Connecting element of the mast to the rear dynamometer
3	Right front dynamometric device
4	Translation Plate of the right front mast
5	Rudder bar for rear mast adjustment (angle has to be at 0°)
6	Manoeuvring screw for the rear mast
7	Incidence angle position index (0°)
8	Angle measurement
9	Adjustable feet
10	Supporting plate
11	Translation plate of the left front mast
12	Translation plate of the left front mast
13	Level for horizontality adjustment



Versão da Balança para 3 Mastros



ANEXO 2

Análise de erros

Nas folhas seguintes é apresentada a análise de erros (1ª folha corresponde à asa convencional e a 2ª a asa morphing; cada coluna corresponde a cada número de Reynolds). Vamos obter o ΔCl , ΔCd e o ΔCm . O erro efectivo de cada componente corresponde a fazer o seguinte cálculo:

$$Cl = \Delta Cl \pm Cl$$

$$Cd = \Delta Cd \pm Cd$$

$$Cm = \Delta Cm \pm Cm$$