



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Desenvolvimento e Teste de um Flape Contínuo Usando o Conceito de *Rotating Rib*

Bárbara Isabel Lopes Vieira Pereira

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeronáutica

(2º ciclo de estudos)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Gamboa

Covilhã, Outubro 2010

*Dedicado aos meus pais Joaquim e Isabel
que sempre acreditaram em mim.*

Resumo

As mudanças significativas das condições de voo aliadas a múltiplos pontos de projecto fixos comprometem o desempenho de uma aeronave. A aplicação da tecnologia de asa adaptativa permite explorar integralmente o potencial do escoamento em cada ponto do envelope de voo.

Este trabalho apresenta o desenvolvimento de um flape contínuo aplicando o conceito de *Rotating Rib* (RR). Este flape não possui qualquer descontinuidade na superfície da asa e a curvatura da asa é alterada numa linha de articulação comum. 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. De forma a obter validação funcional e aerodinâmica do conceito adoptado, procedeu-se à implementação e ensaio aerodinâmico do mecanismo. Estes resultados aerodinâmicos são comparados com um flape convencional equivalente para quantificar as vantagens do novo conceito.

Palavras-chave: asa adaptativa, controlo do escoamento, flape contínuo, conceito *rotating rib*.

Abstract

Significant changes of flight conditions during a typical mission accounted by multiple, but fixed design points, compromise aircraft performance. Applying adaptive wing technology allows the fully exploration of the flow potential at each point of the flight envelope.

This work presents the development of a continuous flap applying the Rotating Rib (RR) concept. This flap has no discontinuity in the wing surface and the camber of the wing is modified in a typical hinge line. The difference is that the skin of the wing is not interrupted in the zone of the hinge but it bends to follow the rotation of the internal ribs. In doing such, the parasite drag, that result due to the presence of the gap, no longer exists thus producing an aerodynamically cleaner wing.

In order to obtain the functional and aerodynamic validation of the adopted concept, the implementation and aerodynamic testing of a mechanism are performed. These aerodynamic results are compared with an equivalent conventional flap to quantify the new concept advantages.

Keywords: adaptive wing, flow control, continuous flap, rotating rib concept.

Agradecimentos

Em primeiro lugar queria agradecer ao meu orientador, o Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa, pelo apoio e acompanhamento durante toda a realização deste trabalho.

Quero agradecer ao meu amor, Rúben Braga, pela permanente presença, apoio e inspiração, ao longo de toda a caminhada.

A presença constante dos meus amigos e colegas Cláudia Rodrigues, Iolanda Torrinha, Luís Rodrigues, Marco Matos, João Felício, Albano Constante e José Novais, foi crucial especialmente por todo o apoio e cumplicidade demonstrada.

Por último, não posso deixar de referir o papel importante da minha família, pais, irmãos e avó, que sempre me fizeram acreditar que sou uma vencedora.

Conteúdo

Resumo.....	v
Abstract	vii
Agradecimentos.....	ix
Conteúdo.....	xi
Lista de Figuras	xiii
Lista de Tabelas.....	xv
Nomenclatura	xvii
Capítulo 1	1
Introdução	1
1.1. Motivação.....	2
1.2. Estado da Arte	3
1.2.1. Transformação <i>out-of-plane</i>	3
1.2.2. Mudança da forma em planta da asa	10
1.2.3. Ajuste do perfil aerodinâmico	13
1.3. Arrasto devido a fendas de superfícies de controlo.....	13
1.4. Objectivos	14
Capítulo 2.....	17
Desenvolvimento do modelo experimental.....	17
2.1. Princípio da curvatura variável e o conceito <i>rotating rib</i>	17
2.2. Projecto e Construção.....	19
2.2.1. Requisitos de desempenho	19
2.2.2. Pré-dimensionamento.....	20
2.2.3. Casca da asa	21

2.2.4. Estrutura Interna.....	22
2.2.5. Sistema de Actuação	23
2.2.6. Asa de Flape Convencional.....	24
Capítulo 3.....	27
Ensaio Aerodinâmico	27
3.1. Montagem Final	27
3.2. Equipamento Usado	27
3.2.1. Túnel de Vento <i>Erème</i>	27
3.2.2. Balança Aerodinâmica <i>Erème</i>	28
3.2.3. Equipamento de Leitura – Kosmos $\alpha - c$	29
3.2.4. Manómetro Multitubos – DeltaLab.....	29
3.2.5. Instrumentos de medida das condições de ensaio	30
3.2.6. Emissor, receptor, rádio-comando e fonte de alimentação.....	30
3.3. Procedimento dos ensaios	30
3.3.1. Efeito do bloqueio aerodinâmico do túnel de vento.....	30
3.3.2. Procedimento Experimental	33
3.3.3. Variáveis a medir	34
Capítulo 4.....	37
Resultados e Discussão	37
4.1. Apresentação dos Resultados Aerodinâmicos.....	37
4.1.1. Coeficiente de Sustentação.....	39
4.1.2. Coeficiente de Arrasto.....	40
4.1.3. Coeficiente de Momento de Arfagem	42
4.2. Discussão dos Resultados Aerodinâmicos	43
4.3. Discussão dos Resultados do Funcionamento do Flape.....	48
Capítulo 5.....	51
Sumário	51
5.1. Conclusão.....	51
5.2. Trabalhos Futuros.....	52
Bibliografia	53
Apêndices.....	57

Lista de Figuras

Figura 1: Representação esquemática da classificação para a alteração de forma de uma asa	3
Figura 2: Alteração da curvatura do perfil aerodinâmico: variação da curvatura no sentido da corda e no sentido da envergadura	4
Figura 3: Alteração da curvatura do perfil aerodinâmico: representação esquemática da estrutura da nervura e sua cinemática (à esquerda); localização da casca	5
Figura 4: Representação esquemática do conceito rotating rib	5
Figura 5: Mission Adaptive Compliant Wing para o bordo de fuga projectado para elevadas altitudes e longo alcance	6
Figura 6: Compósito com actuadores piezoeléctricos embebidos: duas posições estáveis	7
Figura 7: Mecanismo de extensão da nervura: recolhido (à esquerda) e estendido (à direita)	8
Figura 8: Representação esquemática do mecanismo de torção para a asa morphing: suporte da estrutura da asa (à esquerda); mecanismo e cinemática da nervura (ao centro); segundo sistema morphing da asa (à direita)	9
Figura 9: Diferentes formas de conseguir mudança de forma da asa de uma aeronave	10
Figura 10: Protótipo da asa de envergadura variável: testes de carregamento (13,5kgf)	11
Figura 11: Flape de curvatura variável	12
Figura 12: Avaliação do arrasto devido a fendas das superfícies de controlo	14
Figura 13: Modelo CAD (CatiA V5) do sistema adoptado para o flape contínuo com pormenores: disposição das cascas no extradorso (à esquerda) e linha de articulação contínua (à direita)	18
Figura 14: Modelo CAD (CatiA V5) da estrutura interna do flape contínuo; pormenor da nervura rotativa com as peças em L superiores a servirem de calhas para o deslize da casca	19
Figura 15: UAV Olharapo desenvolvido na Universidade da Beira Interior	20
Figura 16: Pormenor estrutural do modelo CAD (CatiA V5) da asa com o flape continuo	20
Figura 17: Representação em CAD (CatiA V5) das quatro cascas da asa; pormenor da ligação das cascas no intradorso	22
Figura 18: Estrutura interna da asa com a casca do extradorso e o sistema de actuação	23

Figura 19: Servos do sistema de actuação do flape contínuo, GWS mini séries.....	24
Figura 20: Asa de flape convencional	25
Figura 21: Túnel de Vento Erème no Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior	28
Figura 22: Balança Aerodinâmica Erème – configuração de três mastros.....	29
Figura 23: Manómetro Multitubos (DeltaLab).....	30
Figura 24: Asa de flape contínuo (à esquerda) e asa convencional (à direita) fixas na balança do túnel de vento	33
Figura 25: Balança aerodinâmica Erème do túnel de vento (vista lateral).....	35
Figura 26: Resultados para o coeficiente de sustentação do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=251382$	39
Figura 27: Resultados para o coeficiente de sustentação do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=329696$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=332867$	39
Figura 28: Resultados para o coeficiente de sustentação do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=409999$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=414259$	40
Figura 29: Resultados para o coeficiente de arrasto do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=251382$	40
Figura 30: Resultados para o coeficiente de arrasto do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=329696$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=332867$	41
Figura 31: Resultados para o coeficiente de arrasto do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=409999$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=414259$	41
Figura 32: Resultados para o coeficiente de momento de arfagem do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=251382$	42
Figura 33: Resultados para o coeficiente de momento de arfagem do perfil(a) asa morphing, $Re_{medcorr}=329696$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=332867$	42
Figura 34: Resultados para o coeficiente de momento de arfagem do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=409999$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=414259$	43
Figura 35: Resultados para a razão de planeio em função do coeficiente do sustentação: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=251382$	45
Figura 36: Resultados para a razão de planeio em função do coeficiente do sustentação: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=329696$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=332867$	46
Figura 37: Resultados para a razão de planeio em função do coeficiente do sustentação: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=409999$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=414259$	47

Lista de Tabelas

Tabela 1: Casos de teste realizados para 15m/s	37
Tabela 2: Casos de teste realizados para 20m/s	38
Tabela 3: Casos de teste realizados para 25m/s	38

Nomenclatura

2D	Duas dimensões
AAWC	Active Adaptive Wing Camber
C	Área da Secção de Teste do Túnel de Vento
CAD	Computer Aided Design
C_d	Coeficiente de Arrasto
C_{dmin}	Coeficiente de Arrasto Mínimo
C_{du}	Coeficiente de Arrasto do Perfil Medido
CFD	Computational Fluid Dynamics
C_l	Coeficiente de Sustentação do Perfil
C_{lu}	Coeficiente de Sustentação do Perfil Medido
$C_{lmáx}$	Coeficiente de Sustentação Máximo
C_m	Coeficiente de Momento
$C_{m1/4c}$	Coeficiente de Momento Medido a 25% da corda
$C_{m1/4cu}$	Coeficiente de Momento Medido a 25% da corda
c_{modelo}	Corda do Modelo
D	Arrasto
D_N	Dinamómetro N da Balança Aerodinâmica
DMF	Dynamic Modulus Foam
e	Largura da Fenda
F_N	Carga Aplicada no Dinamómetro N da Balança Aerodinâmica
h	Largura da Secção de Teste
HECS	Hyper-Elliptical Cambered Span
L	Sustentação
M	Momento de Arfagem
MAW	Misson Adaptive Wing
MACW	Misson Adaptive Compliant Wing

PZT	Piezoelectric
Re	Número de Reynolds
Re_u	Número de Reynolds Medido
Re_{med corr}	Número de Reynolds Médio Corrigido
SMA	Shape Memory Alloy
SMP	Shape Memory Polymer
UAV	Unmanned Air Vehicle
V	Velocidade
V_{modelo}	Volume do Modelo
V_u	Velocidade Medida
V_{med corr}	Velocidade Média Corrigida
W	Peso da Aeronave
α	Ângulo de Ataque
α_u	Ângulo de Ataque Medido
ϵ_{SB}	Factor de Correção para o Bloqueio Sólido
ϵ_{WB}	Factor de Correção para o Bloqueio da Esteira

Capítulo 1

Introdução

A capacidade de *morphing* ou adaptação de uma asa envolve inspiração na natureza. Os pássaros mudam continuamente a forma e o tamanho das suas asas, presumivelmente para explorar o efeito profundo da morfologia da asa em desempenho aerodinâmico.

Definir o conceito *morphing* de uma aeronave, pode tornar-se algo subjectivo e um pouco complexo. O *morphing* pressupõe mudança de forma, que pode ser grande ou ligeira: aeronaves reconfiguráveis, superfícies de controlo não-convencionais, asas adaptativas, controlo da forma da asa em tempo real, estruturas inteligentes de controlo passivo ou activo embebidas nas asas e qualquer tipo de adaptação de asas. Actualmente, as pesquisas estão mais focadas na forma da asa contínua adaptativa. [1]

Qualquer projectista de uma aeronave deve focar-se na forma mais eficiente de executar uma determinada missão, por isso, a tecnologia *morphing* é procurada para agrupar requisitos contraditórios. Assim a capacidade de *morphing* de uma aeronave, tem como propósito melhorar o desempenho desta em diferentes estágios de voo.

É, então, esperado um aumento da eficiência aerodinâmica (melhoria da razão de planeio), um aumento da capacidade do número de *Mach*; aumento da flexibilidade operacional e uma redução do peso estrutural e do consumo de combustível [2-3]. O conceito da Asa de Curvatura Variável Activa (*Active Adaptive Wing Camber - AAWC*) é tratado como sendo o conceito geral de Missão de Asa Adaptativa (*Mission Adaptive Wing - MAW*). Por definição, é uma asa capaz de se adaptar por meios de configuração e/ou variação de forma, alterando as condições de voo durante uma missão, de forma a maximizar alguns índices de desempenho. [4]

Mecanismos como os flapes, spoilers e ailerons que, através da modificação da curvatura e/ou a área da asa, melhoram o desempenho da aeronave em estágios de voo diferentes do ponto de projecto. Contudo apresentam alguns inconvenientes tais como, aumento do arrasto parasita aquando da deflexão dos mesmos. A introdução de um flape contínuo, usando a metodologia de *Rotating Rib* vem substituir a descontinuidade existente numa asa convencional por, tal como o nome indica, uma continuidade, passando a ter um revestimento sem fenda. Será conseguida a diminuição do arrasto parasita e conseqüente aumento do desempenho da aeronave.

1.1. Motivação

A ideia de voar uma aeronave sem flapes é no mínimo tão antiga como o *Flyer* dos irmãos *Wright*, que usava a torção das asas de forma a controlar o voo. De facto, o controlo de voo dos pássaros depende exclusivamente do conceito de asa *morphing*. Este não só ajusta o desempenho das asas das aves para determinada tarefa como também poderá controlar o voo de futuras aeronaves. Por isso, nos últimos anos, a tecnologia *morphing*, tem sido alvo de investigação e desenvolvimento. Contudo, a torção da asa, torna-se mais problemática do que o uso de flapes, pois os requisitos de sustentação e estabilidade *morphing* requerem asas muito resistentes. Tal facto foi determinante para a prevalência dos flapes ou superfícies de controlo, na história da aviação. O aparecimento dos materiais inteligentes, combinados com a mudança de curvatura e/ou torção da asa, vieram introduzir a tecnologia de asa adaptativa. A busca de materiais capazes de *morphing* para controlo de voo começou a obter resposta.

Ao mesmo tempo, o desenvolvimento emergente dos UAVs (*Unmanned Air Vehicle*), estimulado pelo seu grande potencial para executar missões militares ou civis sem desgaste humano, com menor custo, entre outros, forneceu veículos que se apresentam como os principais candidatos à aplicação deste tipo de conceito.

Afiguram-se como motivação para a continuação do desenvolvimento de projectos no campo *morphing*, a melhoria do desempenho da aeronave (aumento do envelope de voo) e redução do arrasto, as superfícies de controlo contínuas e controlo de vibração e *flutter*.

O conceito de curvatura de flape variável com nervuras rotativas garante uma mudança de curvatura contínua e variável ao longo da corda, proporcionando uma melhoria do desempenho da aeronave e uma potencial redução do peso da mesma. A introdução deste mecanismo substitui a fenda na casca devida ao flape convencional por uma casca contínua. Com a eliminação da fenda e, tendo como base um estudo sobre o arrasto causado por fendas das superfícies de controlo [5], prevê-se que o coeficiente de sustentação da asa de flape contínuo diminua no máximo 25% em relação à asa de flape convencional.

1.2. Estado da Arte

No campo da aeronáutica, o conceito de mudança de forma ou *shape morphing* tem sido usado para identificar aquelas aeronaves que experimentam certas mudanças geométricas para melhorar ou adaptar os seus perfis de missão.[6] Não existe uma definição exacta ou um acordo entre os investigadores acerca do tipo ou da extensão das mudanças geométricas necessárias para qualificar uma aeronave como *shape morphing*. Contudo, é de acordo geral que as superfícies de controlo articuladas convencionais ou os dispositivos de sustentação como os flapes ou slates proporcionam mudanças geométricas discretas que não podem ser consideradas como *morphing*.

O conceito de asa morphing pode ser classificado em três tipos: transformação *out-of-plane*, *planform alternation* e ajuste do perfil aerodinâmico.[6] Na transformação *out-of-plane*, a abordagem mais notável é a torção da asa. Incluem-se, também, a variação da torção ao longo da envergadura e da corda. A segunda categoria apresenta técnicas de manipulação da área da asa, tais como, aumento da envergadura e do comprimento da corda e abordagens para alteração do enflechamento da asa. A última categoria engloba os projectos que alteram o perfil da asa, como a espessura, e que não alteram significativamente a sua curvatura.

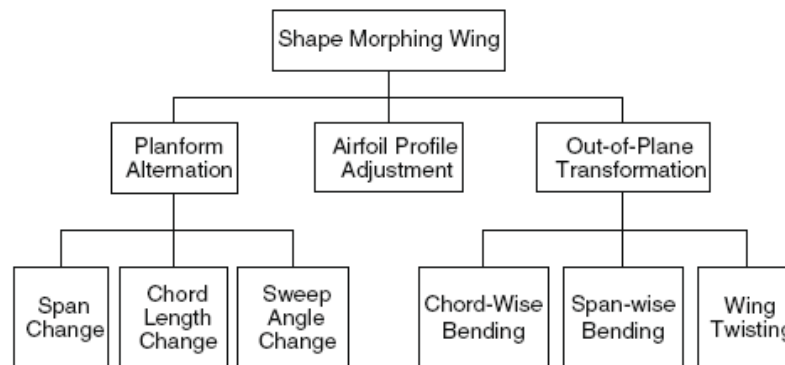


Figura 1: Representação esquemática da classificação para a alteração de forma de uma asa [6]

1.2.1. Transformação *out-of-plane*

O comportamento aerodinâmico da asa pode ser alterado pela reformulação do seu plano original. O uso de materiais inteligentes neste tipo de investigação tem sido amplamente explorado.

1. Alteração da curvatura do perfil aerodinâmico

Este é o tema que mais investigação tem gerado no conceito mudança de forma. A curvatura do perfil pode ser alterada uniformemente ao longo da envergadura de uma forma semelhante à rotação das superfícies direccionais. Alternativamente, mudanças graduais da curvatura do perfil ao longo da envergadura podem criar uma torção controlável. Existem diversos métodos para a alteração da curvatura do perfil aerodinâmico: uso de mecanismos internos, actuadores piezoeléctricos (PZT) e actuação por *shape memory alloy* (SMA).

Monner *et al.* [7] projectou um sistema de flape flexível para o bordo de fuga de uma aeronave civil com variação de curvatura tanto em torno da envergadura como da corda. O sistema de curvatura teria que ser adequado para a substituição do aileron e também para reforço do flape retráctil. Assim, foram substituídos os elementos rígidos e inflexíveis da nervura por elementos deformáveis com alta rigidez. Note-se que a casca deveria ter a capacidade de deslizar sobre as nervuras flexíveis. Estas eram compostas pela combinação de vários elementos conectados por rótulas que podiam ser controladas a partir de um único ponto. A rotação deste era transferida gradualmente de elemento para elemento, através da cinemática. Foram testadas dois tipos de configurações: o primeiro sistema possuía cinemática básica e, o segundo, uma alavanca adicional; este último, reduzia o carregamento em 90% em relação ao primeiro. Proporcionou-se diminuição do peso estrutural distribuindo as cargas uniformemente. Além disso, as formas comuns das nervuras permitem uma fácil adaptação de outras com diferente geometria ou diferentes requisitos aerodinâmicos. Assim, salientando a melhoria da eficiência aerodinâmica, redução do combustível, conseqüente aumento do alcance e redução substancial de custos de desenvolvimento, a continuação de investigações baseadas neste conceito revela-se promissora.

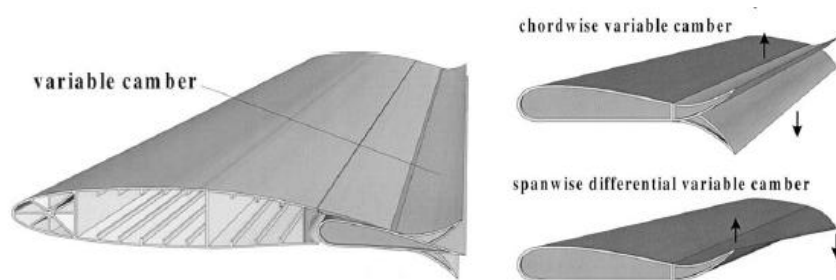


Figura 2: Alteração da curvatura do perfil aerodinâmico: variação da curvatura no sentido da corda e no sentido da envergadura [7]

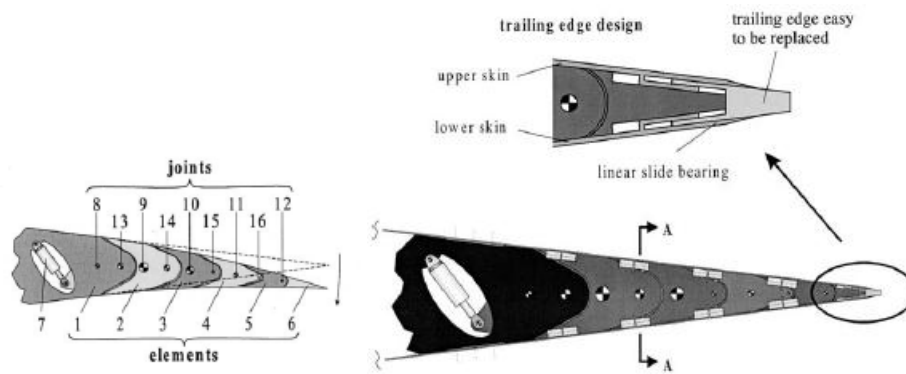


Figura 3: Alteração da curvatura do perfil aerodinâmico: representação esquemática da estrutura da nervura e sua cinemática (à esquerda); localização da casca [7]

O conceito AAWC é relatado como sendo a noção geral do conceito MAW. Assim, a ideia básica é produzir mudança na forma do perfil, em termos de variação de curvatura, de forma a maximizar o índice de desempenho global.

Ricci *et al.* desenvolveu um dispositivo para implementar o conceito AAWC usando o método da nervura rotativa [2].

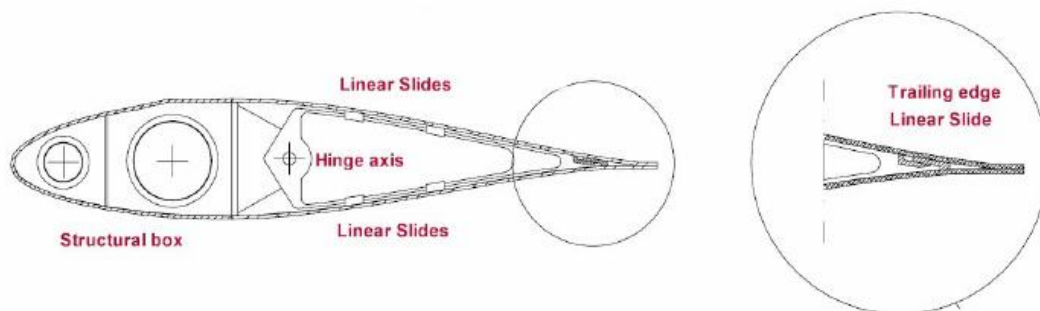


Figura 4: Representação esquemática do conceito rotating rib [2]

Foi construído um modelo da secção da asa, para que testes preliminares desta pudessem demonstrar a sua fiabilidade e potencialidade de desempenho. Assim a secção de asa estava equipada com quatro nervuras rotativas sujeitas a uma rotação máxima de 5.5 graus. Cada nervura estava dividida em duas partes, cada com 50% da corda total, estando a parte frontal fixa e junta com a longarina principal, enquanto o bordo de fuga estava livre para deslizar; usaram-se quatro servos como actuadores. As potenciais vantagens do conceito AAWC são conhecidas já há vários anos: melhoria da eficiência aerodinâmica (aumento da relação L/D), capacidade para um número de $Mach$ superior, aumento da flexibilidade operacional, redução do peso estrutural, e em geral redução do combustível queimado. Infelizmente, as dificuldades de implementação prática limitam a aplicação deste conceito, com excepção dos protótipos. No entanto, os resultados obtidos mostraram-se bastante promissores.

Os mesmos autores desenvolveram mais tarde um projecto associado novamente ao conceito AAWC, baseado num dispositivo capaz de alterar continuamente o ângulo de curvatura da asa [4]. É proposta uma optimização baseada na aproximação, para conferir a melhor configuração do dispositivo AAWC em termos de arrasto induzido mínimo. A abordagem proposta é capaz de ter em consideração, durante a optimização, a configuração aeroelástica da estrutura. Apresenta-se novamente o conceito de nervura rotativa em que para manter a casca sempre junto às nervuras, foi necessário o uso de pequenos dispositivos de conexão, em substituição dos rebites de forma a permitir que a casca deslizasse sob as nervuras mantendo o contorno.

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. Contudo, uma vez que é provável que o arrasto parasita da fuselagem, e até de outros componentes da aeronave, aumente fortemente, esta abordagem deve ser considerada apenas quando estimativas realistas deste efeito forem demonstradas. A redução do arrasto parece bastante optimista mas para conclusões mais concisas seria necessário proceder-se a um estudo profundo de todas as condições de voo da aeronave assim como todos os componentes estruturais.

A tecnologia *Mission Adaptive Compliant Wing* (MACW) fornece baixo peso, baixa potência, geometria variável e alteração da forma da superfície superior e da inferior do flape sem descontinuidade. Assim, baseados em tal conceito, Kota *et al.*[8] projectou, fabricou e testaram um modelo de bordo de fuga de curvatura variável para uma aeronave de longo alcance. Neste caso, o sistema é optimizado para um perfil de escoamento laminar.

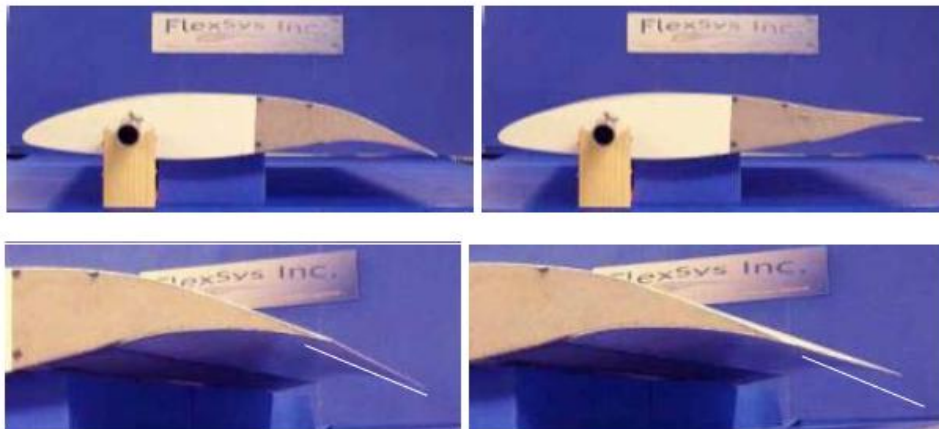


Figura 5: Mission Adaptive Compliant Wing para o bordo de fuga projectado para elevadas altitudes e longo alcance [8]

Os investigadores concluíram que este sistema pode efectivamente controlar a distribuição da pressão no extradorso e que a sua geometria minimiza a separação do escoamento bem como o arrasto da asa. Os dados aerodinâmicos preliminares - sustentação, momento e arrasto, - medidos durante testes de voo compararam razoavelmente bem com os determinados computacionalmente. Os testes de voo que promoveram a validação do conceito MACW tiveram sucesso, demonstrando que este

tipo de flape pode ser projectado, fabricado e operado com sucesso em altitudes elevadas, temperaturas baixas e sem restrições ou limitações operacionais relevantes. Examinando os melhoramentos aerodinâmicos em separado, a tecnologia MACW tem o potencial de aumentar a autonomia de voo em pelo menos 15%.

Schultz *et al.* [9] efectuou um estudo sobre um laminado de compósito controlado por actuadores MFC piezoeléctricos considerados como possíveis estruturas morphing. O uso dos actuadores piezoeléctricos foi efectuado de duas formas. Primeiro, usou a técnica de *Rayleigh-Ritz* de forma a modelar a forma e o comportamento da estrutura. Na segunda parte do trabalho, a capacidade de modelar estas estruturas foi expandida para incluir modelagem de elementos finitos usando o programa ABAQUS.

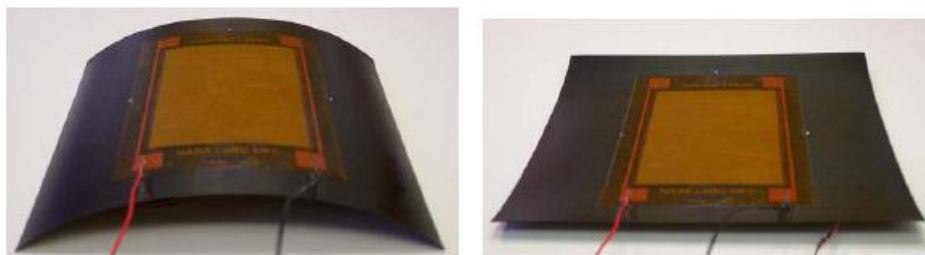


Figura 6: Compósito com actuadores piezoeléctricos embebidos: duas posições estáveis [9]

Em 2004, Maute *et al.* [10] publicou um estudo sobre uma abordagem de optimização para um projecto de asas adaptativas. Este, é constituído por duas partes principais, sendo que a primeira é um teste aerodinâmico para optimização do perfil e a segunda parte é uma avaliação estrutural para a escolha do melhor mecanismo de optimização aeroelástica. Concluiu-se assim 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. Esta abordagem é aplicada ao projecto de uma secção do perfil de sustentação, maximizando a relação L/D enquanto condiciona os critérios aerodinâmicos e estruturais.

Gamboa *et al.* [3] desenvolveu um conceito *morphing* para um pequeno UAV experimental com o objectivo de reduzir o arrasto. Os testes computacionais mostraram vantagens do conceito, visto que foram alcançadas reduções do arrasto de 5% a aproximadamente 40%, a diferentes velocidades de voo. Tal poderia ser obtido alterando a envergadura, a corda ou o perfil aerodinâmico. Estes resultados motivaram o projecto e construção de uma asa com nervuras retrácteis. Esta estrutura é revestida com um material compósito de silicone e fibra de licra, conferindo elasticidade alargada ao sistema. O estudo deste remeteu as reduções do arrasto do sistema até 26% e concluiu-se que o aumento da espessura da casca e conseqüente aumento da rigidez pode evitar instabilidade a baixas velocidades.

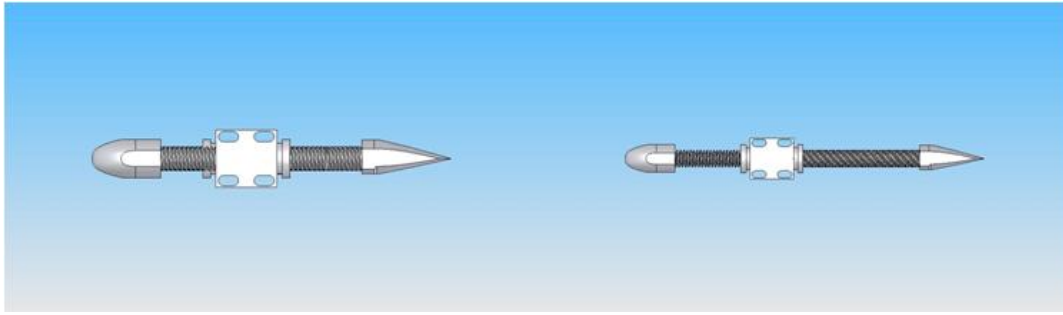


Figura 7: Mecanismo de extensão da nervura: recolhido (à esquerda) e estendido (à direita) [3]

Uma investigação acerca do potencial uso de compósitos multiestáveis em estruturas morphing, foi desempenhada por Diaconu *et al.* em 2007 [11]. O objectivo era identificar geometrias de configurações candidatas, que oferecessem formas multiestáveis para a secção do perfil aerodinâmico. O material escolhido foi o compósito de fibra de carbono com camadas não-simétricas; de forma a induzir tensão residual na estrutura para alcançar a multiestabilidade procedeu-se a cura térmica. Devido a esta cura, o material tornou-se bastante susceptível a factores externos, como condições climatéricas, alterações químicas, entre outros. Apesar de estas estruturas não suportarem cargas elevadas, elas são suficientes para permitirem um bom funcionamento no seu uso combinado com mecanismos de apoio interno.

No caso da optimização aerodinâmica da forma do perfil, são preferíveis soluções *morphing* com vista à mudança de curvatura do perfil em que a camada multiestável está separada das superfícies aerodinâmicas. Se for objectivo a mudança do comprimento da corda do perfil, as camadas multiestáveis mostraram-se capazes, pois estão posicionadas transversalmente à corda, podendo suportar elevadas cargas aerodinâmicas. Assim desempenham o papel de suporte e de actuadores. Contudo esta solução revelou-se aerodinamicamente menos eficiente do que a mudança de curvatura do perfil.

2. Curvatura lateral da asa

As asas convencionais demonstram desvantagens aerodinâmicas comparadas com as asas *Hyper-Elliptical Cambered Span* (HECS). Tal constatação inspirou os investigadores para explorarem as potencialidades *morphing* destas asas.

Um exemplo deste tipo de investigações é representado pelo trabalho de Manzo e Garcia. Estes estudaram a mudança forma da asa HECS usando tendões de SMA e actuadores DC, em projectos diferentes [12]. Foi construída uma asa que imita o perfil HECS, dividindo-a em cinco segmentos ao longo da envergadura. O maior inconveniente encontrado nesta investigação foi que o SMA usado teria que ser mantido quente de forma a poder suportar as cargas dinâmicas. Também não há detalhes acerca dos actuadores, ou seja, se poderiam voltar à forma original. A alteração do ângulo de

diedro e a mudança na configuração gaivota da asa são modificações consideradas como *morphing* pelos investigadores. Nos projectos tipo gaivota, a asa é dividida em dois segmentos articulados que rodam com respeito a cada qual e à raiz da asa. O exemplo mais inovador é provavelmente o conceito da asa harmónica da *Lockheed Martin*. Os investigadores usaram actuadores eléctricos para articularem a asa; esta é revestida por uma casca elastomérica para fornecer mudanças de forma suaves.

3. Torção da asa

Algumas formas de controlo de voo podem ser efectuadas por torção da asa. Detrick *et al.* [13] desenvolveu dois sistemas de asa *morphing* para micro UAV. O primeiro sistema divide as nervuras de apoio e atinge a torção da asa usando alavancas enquanto o segundo sistema utiliza nervuras de uma só peça interligadas por uma estrutura de treliças. A torção da asa é realizada através da variação de comprimento de alguns membros da treliça. As nervuras possuem roletes que fazem com que a casca deslize sem se tornar motivo de resistência estrutural durante a deflexão da asa. Este tipo de controlo de voo usando torção da asa, permite uma sustentação elevada para um dado momento de comando, comparado com uma asa convencional com aileron. Contudo, para usufruir deste benefício, a estrutura da asa deverá ser concebida de forma a permitir uma deformação fácil para os actuadores. Note-se que este projecto é especialmente direccionado para pequenas cargas.

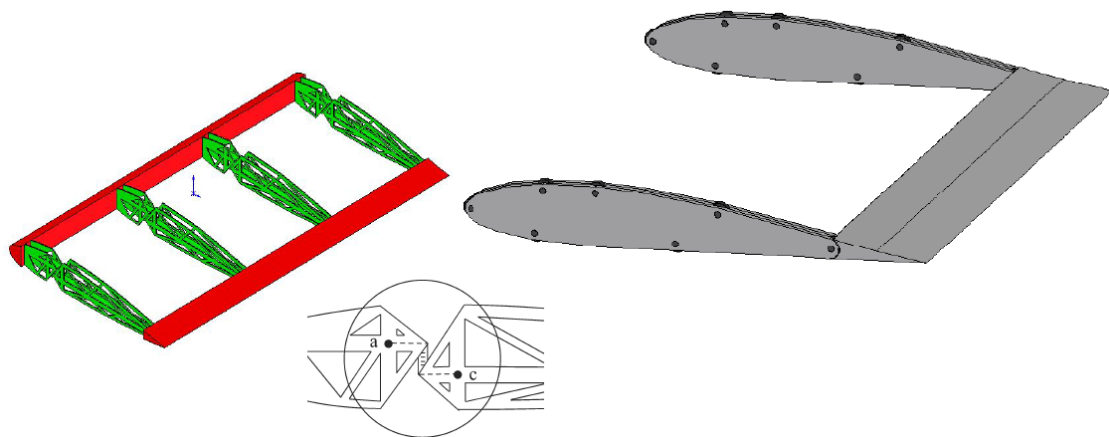


Figura 8: Representação esquemática do mecanismo de torção para a asa *morphing*: suporte da estrutura da asa (à esquerda); mecanismo e cinemática da nervura (ao centro); segundo sistema *morphing* da asa (à direita) [13]

Majji estudou uma asa que consistia numa estrutura de caixa da asa elástica que estava coberta por uma casca elastomérica [14]. A caixa da asa era rígida acoplada a quatro tubos concêntricos que estão fixos de uma forma independente à asa em quatro locais ao longo da envergadura. Os tubos externos passavam através dos internos e eram conectados a servomotores na raiz da asa. A asa podia ser torcida através da rotação arbitrária dos tubos. Concluiu que o envelope do ângulo de ataque de uma asa com a capacidade de torção aumenta.

1.2.2. Mudança da forma em planta da asa

A área em planta da asa pode ser reconfigurada por redimensionamento do comprimento da envergadura ou da corda ou pela mudança do ângulo de enflechamento; também são possíveis combinações de ambos.

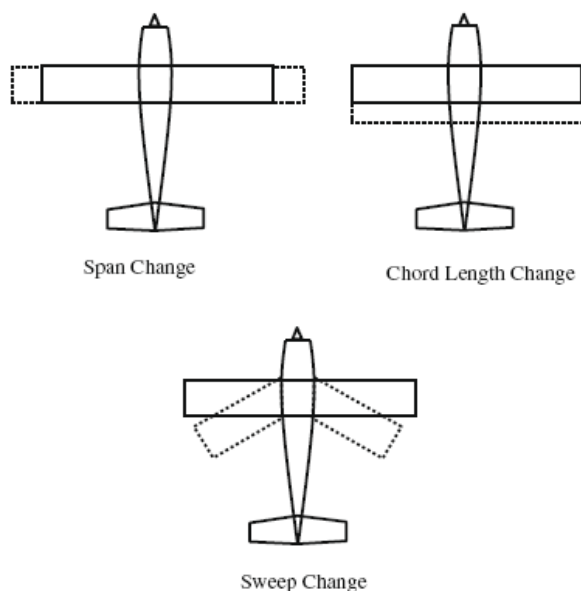


Figura 9: Diferentes formas de conseguir mudança de forma da asa de uma aeronave [6]

1. Redimensionamento da envergadura

As estruturas telescópicas têm sido bastante usadas na mudança do comprimento da estrutura da asa. A asa *morphing* nos projectos telescópicos é seccionada em estações da envergadura para formar vários segmentos com área seccional reduzida para que cada segmento possa ser acomodado no segmento interno adjacente com a folga de deslizamento mínima; dado o comprimento requerido para a mudança pode determinar-se o número de segmentos necessários.

Neal *et al* [15] projectou e testou uma aeronave com uma asa de forma em planta variável capaz de redimensionar a sua envergadura. Com efeito, usaram um actuador telescópico pneumático com um cilindro de paredes finas de aço inoxidável e uma haste de aço. A asa foi submetida a uma mudança de envergadura de 38%. Os testes em túnel de vento demonstraram que é possível manter um baixo arrasto durante toda uma série de coeficientes de sustentação.

Blondeau *et al.* [16] também projectou e fabricaram uma asa com três segmentos telescópicos para um UAV. Para redução do peso, colocaram na longarina da asa actuadores pneumáticos para suporte das cargas aerodinâmicas. A longarina telescópica consistia em três tubos de alumínio circulares concêntricos com diâmetro decrescente mas comprimento crescente. A longarina pneumática conseguia atingir várias

configurações para a envergadura da asa. De forma a evitar o desalinhamento dos tubos deslizantes, os três elementos telescópicos estavam ligados por rolamentos lineares cerâmicos. A asa estava apta a sofrer uma mudança de 114% na razão de aspecto, enquanto suportava cargas aerodinâmicas. Experimentalmente, mostrou que o arrasto para a razão de sustentação da asa telescópica foi cerca de 25% mais baixo do que da asa rígida fixa quando totalmente estendida. Foram realizadas avaliações estruturais e aerodinâmicas de dois segmentos telescópicos da asa, contudo o primeiro protótipo deste mecanismo, não teve sucesso de actuação devido a problemas de fabricação.

Outra abordagem de alteração da envergadura da asa reside no uso de um mecanismo tipo tesoura para a caixa da asa. Joo *et al.* [17] estudou a localização óptima de uma rede distribuída de actuadores com o referido mecanismo. A caixa da asa reconfigurável foi feita com quatro mecanismos de ligações rígidas. A experiência foi conduzida numa ligação singular única através do uso de um actuador pneumático conectado com duas ligações vizinhas. Uma análise de optimização foi realizada para seleccionar a localização óptima para os actuadores. Usaram-se molas de forma a obter uma casca elástica porém não foi realizado o seu estudo paramétrico.

Mestrinho *et al.* [18] concebeu e testou uma asa de envergadura variável actuada por um sistema electro-mecânico simples para aplicação no UAV *Olharapo*. A optimização aerodinâmica, realizada para estimar os valores de envergadura que minimizem o arrasto em várias velocidades de operação, revelou um desempenho mais fraco a baixas velocidades mas para velocidades próximas de 30m/s traduziu-se em reduções na ordem dos 20%. Recorrendo a estimativas numéricas, concluiu-se que a asa de envergadura variável tem um domínio de rolamento comparável a uma asa convencional com ailerons indicando que é possível o controlo de rolamento por variação assimétrica de envergadura.



Figura 10: Protótipo da asa de envergadura variável: testes de carregamento (13,5kgf) [18]

2. Alteração do comprimento da corda

O comprimento da corda de uma asa convencional é redimensionado por meio de flapes do bordo de ataque e do bordo de fuga que são usualmente accionados por sistemas actuadores *lead-screw*. Poucos investigadores exploraram o redimensionamento da corda sem usar flapes ou slates.

Dentro dos últimos métodos estudados de asa *morphing*, com a finalidade de alteração da corda, está a aplicação de materiais inteligentes. Uma tentativa é o trabalho do grupo de investigação de Cornerstone [19] que experimentou com DMF (*dynamic modulus foam*) alterar o comprimento da corda da asa. Esta espuma leve possui um

comportamento similar a um SMP (*shape memory polymer*). A espuma é altamente elástica a temperaturas acima da temperatura de transição de vidro e rígida abaixo desta. Contudo, o protótipo da secção de asa, estendido ao longo da corda após aquecimento, não voltou à sua forma original após refrigeração, demonstrando uma baixa capacidade de recuperação de tensão da memória de forma da espuma. No entanto, esta revela-se uma área de pesquisa interessante, com vista à alteração do comprimento da corda, no que diz respeito ao comportamento aerodinâmico da asa, especialmente do arrasto induzido.

Gamboa *et al* [20] investigou o conceito de um flape com curvatura variável, usando uma ferramenta de optimização aerodinâmica da forma da asa com o objectivo de reduzir o arrasto de um UAV a baixas velocidades. Para além da curvatura variável, este flape produz mudança no comprimento da corda, de forma a manter continuidade no extradorso. A redução do arrasto é conseguida de 2,7% a 8,1%. Os testes experimentais demonstraram as mesmas tendências que os testes numéricos concluindo que o flape de curvatura variável apresenta reduções de 40% na energia de actuação comparando a um flape convencional. Este flape demonstrou também versatilidade, na medida em que é fácil proceder a alterações que contribuam para deflexões óptimas em caso de redução das necessidades da velocidade de perda.



Figura 11: Flape de curvatura variável [20]

3. Variação do ângulo de enflechamento

Vários casos de sucesso, tais como F-14 e B-1, usaram o método de *pivoting*, para mudança do ângulo de enflechamento ou para mudança de forma. Nestes projectos, todas as cargas na asa são suportadas por mecanismos de *pivoting*. Tal mecanismo revela-se de construção e instalação complexa. Neal *et al.* [21] desenvolveu um mecanismo para o seu UAV que operava através de dois actuadores *lead-screw* electromecânicos, para controlarem a mudança do enflechamento. Este protótipo alcançou 40° deste mesmo ângulo.

Mattioni *et al.* [22] investigou um conceito de ângulo de enflechamento variável baseado em longarinas de compósitos bi-estáveis. A asa consistia em duas longarinas com uma estrutura de nervura interligada. Aplicando um determinado momento flector na longarina, devido ao aumento do arrasto proveniente da velocidade ou da saída do actuador, fez com que a longarina passasse para uma segunda posição estável. O ponto de ruptura agiu assim como uma dobradiça. Contudo o mecanismo podia sofrer ruptura nesse ponto. Apenas duas formas estáveis podem ser adquiridas com este método. Assim, para se manterem configurações intermédias é necessária a imposição de constrangimentos de actuadores adicionais.

1.2.3. Ajuste do perfil aerodinâmico

Vários investigadores têm explorado formas de alterarem as propriedades aerodinâmicas da asa através da remodelação do perfil aerodinâmico, sem mudanças significativas da curvatura. Para o fazer, a curvatura do extradorso e/ou do intradorso é alterada sem provocar grandes mudanças na linha de curvatura média. Joo e Sanders delinearam uma abordagem para alterarem a forma do perfil conectando mecanismos internos compatíveis com o material da casca [23]. Este método pode ser usado para encontrar estruturas apropriadas, capazes de atingirem a forma requerida em determinado perfil. Para tal, foi sintetizado um mecanismo que pode ser reconfigurado para cada forma de perfil proposta, enquanto mantém as cargas do actuador sob um certo limite.

1.3. Arrasto devido a fendas de superfícies de controlo

De forma a permitir o controlo de uma determinada aeronave, existem fendas entre as superfícies de controlo (ailerons, lemes de profundidade e lemes de direcção) e entre as partes desta, que são articuladas. Como é óbvio, o projectista, deve tentar manter essas fendas o mais pequenas possível, pois estas produzem arrasto [5]. Para além das fendas impostas pelos limites laterais dos slats, dos flapes e das superfícies de controlo de uma aeronave, existem também fendas ao longo da envergadura e/ou da corda.

Na figura seguinte, é adoptada uma análise dos dados disponíveis do arrasto de fendas devido às superfícies de controlo. Considere-se a largura da fenda, e , e a sua área, $S = eb$ que é usada como referência para o coeficiente de arrasto C_d . Nos casos onde as fendas existem de ambos os lados, usa-se a soma de ambas as larguras.

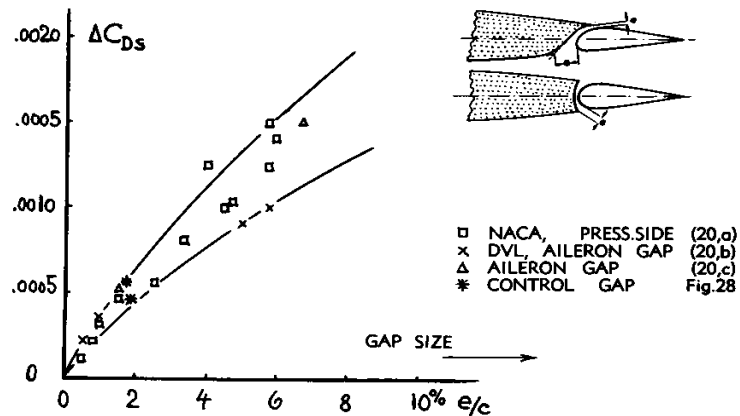


Figura 12: Avaliação do arrasto devido a fendas das superfícies de controlo [5]

A Figura 12 mostra que o arrasto adicional de uma superfície de uma asa convencional (ou cauda), causado por fendas de superfícies de controlo, aumenta em proporção ao incremento da largura da fenda. O coeficiente de arrasto da fenda é dado por: C_d = entre 0,02 e 0,03, sendo que o valor mais alto aplica-se no extradorso e para secções mais espessas e o valor mais baixo refere-se ao intradorso e para secções mais finas.

1.4. Objectivos

O objectivo deste trabalho é projectar e desenvolver um mecanismo de flape contínuo, usando o conceito *Rotating Rib*, de uma asa *morphing* para posterior implementação no UAV *Olharapo*. De forma a atingir este propósito, consideraram-se as seguintes etapas:

- Estudar o projecto efectuado no ano anterior [24], sobre esta mesma implementação, de forma a colmatar os problemas encontrados, nomeadamente a não continuidade no bordo de fuga da asa e no sistema de actuação;
- Efectuar um estudo prévio de trabalhos já desenvolvidos na área, de forma a formular ideias para o projecto;
- Projectar e construir um modelo da asa com o mecanismo desenvolvido implementado para que possa ser instalada em túnel de vento de forma a serem realizados ensaios aerodinâmicos;
- Construir uma segunda asa, mas com flape convencional simples, de forma a poderem ser efectuadas comparações de desempenho aerodinâmico entre os dois conceitos de flape;
- Efectuar ensaios aerodinâmicos em túnel de vento para validar a construção do protótipo da asa *morphing* para implementação no UAV.

1.5. Disposição do Trabalho

Este trabalho é composto por cinco capítulos: introdução (Capítulo 1), desenvolvimento do modelo experimental (Capítulo 2), ensaios aerodinâmicos (Capítulo 3), resultados e discussão (Capítulo 4) e sumário (Capítulo 5).

Neste primeiro capítulo foi feita uma introdução na área morphing, classificando-a em três tipos: transformação *out-of-plane*, *planform alternation* e ajuste do perfil aerodinâmico. Cada um foi descrito sucintamente com exemplos de estudos e experiências em cada área.

O capítulo 2 apresenta o estudo do conceito do flape contínuo, o seu projecto em CAD, e todo o seu desenvolvimento e construção, incluindo o sistema de actuação. Refere também o desenvolvimento e construção da asa de flape simples.

O capítulo 3 descreve os ensaios aerodinâmicos dos modelos, flape contínuo e flape simples, bem como todo o material usado no processo.

O capítulo 4 foca os resultados dos ensaios aerodinâmicos e a respectiva comparação entre os dois flapes. É também efectuada a discussão desses resultados e do funcionamento do mecanismo do flape contínuo.

Por último, o capítulo 5 apresenta as conclusões finais e trabalhos que possam ser futuramente desenvolvidos.

Capítulo 2

Desenvolvimento do modelo experimental

2.1. Princípio da curvatura variável e o conceito *rotating rib*

Quando uma aeronave opera fora de uma certa condição de voo para a qual foi otimizada, tende a reduzir o seu desempenho, tornando a capacidade de adaptação desta, para várias condições de voo, altamente desejável.

O Conceito de curvatura variável é introduzido com o objectivo de beneficiar a eficiência global da aeronave. A alteração da forma do perfil, garantindo que as perturbações na superfície da asa são suaves, permite o controlo do coeficiente de sustentação, mantendo reduzido o coeficiente de arrasto. Tal como os dispositivos de alta sustentação, este conceito permite obter uma boa eficiência do voo de cruzeiro apenas com uma pequena curvatura do perfil adoptado, e por outro lado, com o aumento da curvatura do mesmo, alcançar o requisito de baixa velocidade de perda.

A variação de curvatura do perfil baseada nas superfícies de controlo clássicas oferece várias vantagens em termos da melhoria do desempenho da aeronave, aliada a uma potencial redução do peso da mesma. A variação da curvatura segundo a corda é a maior responsável pelo aumento da eficiência aerodinâmica pois permite a adaptação da razão de planeio à velocidade. Quanto à variação da curvatura em relação à envergadura, esta potencia uma melhor distribuição das cargas na asa [2,4].

Note-se que os flapes nunca podem perder a sua função principal de componente primário na sustentação e a substituição dos ailerons por um sistema adaptativo obriga os actuadores a permanecer no interior da estrutura. É ainda necessário que o perfil se adapte aos diferentes requisitos impostos pela geometria e pela aerodinâmica. Contudo, o conceito apresentado não consegue produzir uma alteração contínua no ângulo de curvatura ao longo da envergadura. Tal significa que a variação da curvatura é efectuada de uma forma discreta com o número de etapas igual ao número de superfícies de controlo.

Têm sido feitos esforços com vista a encontrar soluções para este problema e a garantirem uma mudança de curvatura contínua e variável ao longo da corda. A solução estrutural adoptada neste trabalho baseia-se no conceito de curvatura de flape variável com nervuras rotativas.

Afigura-se uma asa em que a casca não é interrompida, apresentando-se de uma forma contínua na linha de articulação onde a curvatura desta é alterada. Considerando o bordo de fuga, substitui-se a conexão rígida tradicional entre as nervuras e a casca por um número discreto de peças em forma de L, que permitem que a casca deslize ao longo do perfil das nervuras. A parte mais crítica da solução proposta reside no facto de o bordo de fuga ser unido, portanto é necessário fazer deslizar a casca por uma abertura existente no intradorso no local da articulação da nervura.

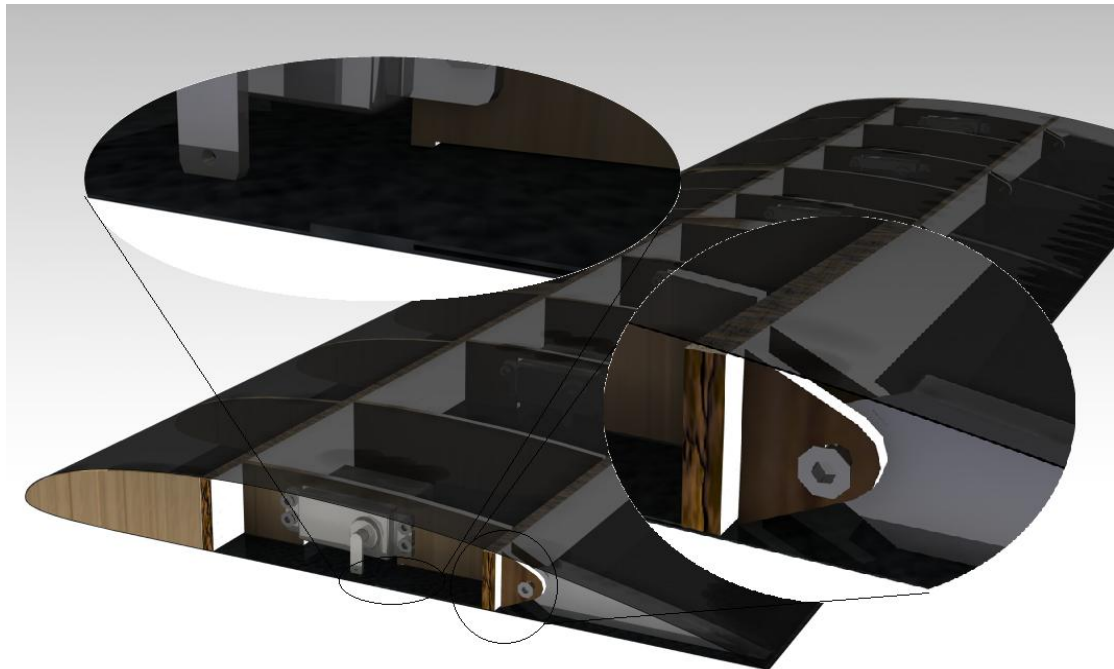


Figura 13: Modelo CAD (CatiA V5) do sistema adoptado para o flape contínuo com pormenores: disposição das cascas no extradorso (à esquerda) e linha de articulação contínua (à direita)

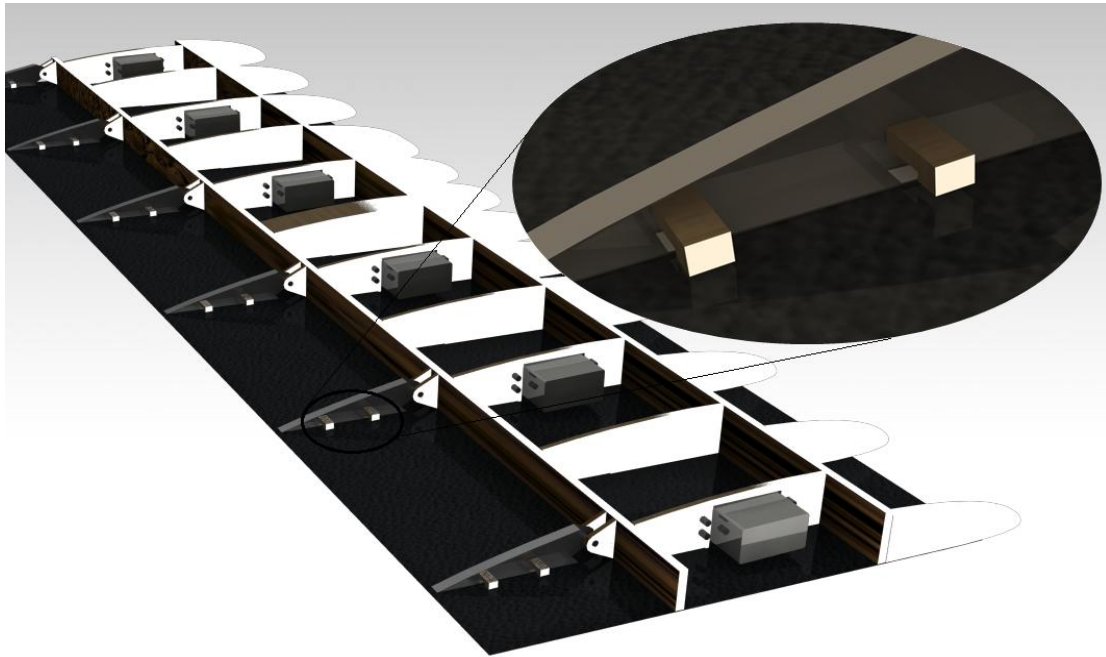


Figura 14: Modelo CAD (CatiA V5) da estrutura interna do flape contínuo; pormenor da nervura rotativa com as peças em L superiores a servirem de calhas para o deslize da casca

2.2. Projecto e Construção

2.2.1. Requisitos de desempenho

O principal intuito deste projecto é desenvolver uma asa com um flape contínuo baseada no conceito *Rotating Rib*, de forma a alcançar um desempenho aerodinâmico superior à asa com um flape convencional do UAV experimental *Olharapo*. A nova asa deverá ser capaz de operar na mesma gama de velocidades da anterior, entre $12m/s$ e $30m/s$, mas com um desempenho superior. Assim, terá como propósito aumentar a eficiência e minimizar o arrasto em condição de voo nivelado.

O UAV *Olharapo* tem sido alvo de desenvolvimento desde 2001 pelo Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior. Possui, originalmente, uma configuração de asa alta, de perfil SG 6042, com o sistema propulsivo localizado atrás desta. Aquando da elaboração deste projecto estavam a ser executadas alterações na localização do hélice que passaria a fixar-se na extremidade da cauda em V da aeronave. A área da fuselagem estava também a ser ampliada. Note-se que as características da antiga fuselagem se mantêm idênticas e que se assume apenas a contribuição da asa para a sustentação da aeronave. Na sua configuração inicial este UAV possui como peso máximo à descolagem, W , $60N$, uma corda, c , de $0,25m$ e uma área da asa, S , igual a $0,625 m^2$. O sistema propulsivo é composto por um motor eléctrico *Flyware PowerREX 430-700* com $1221W$ e um hélice $13"x6"$ de passo fixo.



Figura 15: UAV Olharapo desenvolvido na Universidade da Beira Interior

2.2.2. Pré-dimensionamento

De forma a demonstrar a potencialidade do conceito proposto neste trabalho, procedeu-se ao projecto do mecanismo para a construção do protótipo. Para o pré-dimensionamento da asa recorreu-se a uma ferramenta CAD. As dimensões já acordadas estendiam-se à corda, $0.250m$, e à envergadura, $0.800m$. O flape estaria localizado a $2/3$ da corda, $0.166m$. O perfil usado foi o SG 6042 modificado, pois comparado com o original, o intradorso deste era plano. Assim, foi possível verificar o tamanho máximo dos servos que as nervuras podiam conter. Colocou-se a longarina principal na zona de maior espessura do perfil de forma a garantir rigidez estrutural. Determinou-se, também, a localização exacta dos furos na longarina secundária que permitem a ligação entre os servos e as nervuras articuladas do bordo de fuga.



Figura 16: Pormenor estrutural do modelo CAD (CatiA V5) da asa com o flape continuo

2.2.3. Casca da asa

A asa deveria ser revestida por uma fina casca com a capacidade de possuir rigidez suficiente para suportar esforços de torção, como por exemplo, os gerados pela resposta ao movimento imposto pelos servos. Teria também de ser flexível, de forma a garantir um movimento idêntico ao de um flape convencional. Deve manter, portanto, uma superfície suave com o formato imposto pelo material onde assenta. A escolha recaiu num revestimento composto por fibras de carbono e de vidro.

A casca encontra-se dividida em quatro segmentos distintos: uma parte do extradorso e três do intradorso. A casca que corresponde ao extradorso tem a forma do perfil SG6042 e, para se obter a geometria correcta, recorreu-se ao uso de um molde deste perfil em fibra de vidro. Laminou-se a casca com uma camada de fibra de vidro e duas de carbono e resina *epoxy*. A cura foi feita em vácuo garantindo, assim, um maior rigor no formato pretendido, particularmente no bordo de ataque, e também permitiu que a resina em excesso fosse absorvida pelo feltro colocado dentro do saco de vácuo. As três cascas do intradorso foram laminadas também com resina *epoxy* mas sobre um vidro, pois exigiam um formato plano.

Como foi referido anteriormente, a casca da asa está dividida em quatro partes distintas. Tal situação é devida à solução encontrada para a instabilidade e vibração existente no bordo de fuga de um trabalho idêntico realizado na Universidade da Beira Interior no ano anterior [24]. Definiu-se então que, ao contrário do conceito anterior, as cascas superior e inferior do novo bordo de fuga seriam solidárias, fazendo com que a primeira casca do intradorso deslizasse por cima de uma outra, localizada sob a longarina secundária. Esta tem na sua extremidade uma tira de carbono que serve como batente para a casca que desliza e como local de fixação para a terceira casca do intradorso que começa no bordo de ataque. Esta última, apenas está colada na parte junto ao bordo de ataque; na extremidade que assenta sob a tira já referida, colocou-se velcro para permitir o acesso ao interior da asa, nomeadamente aos servos.

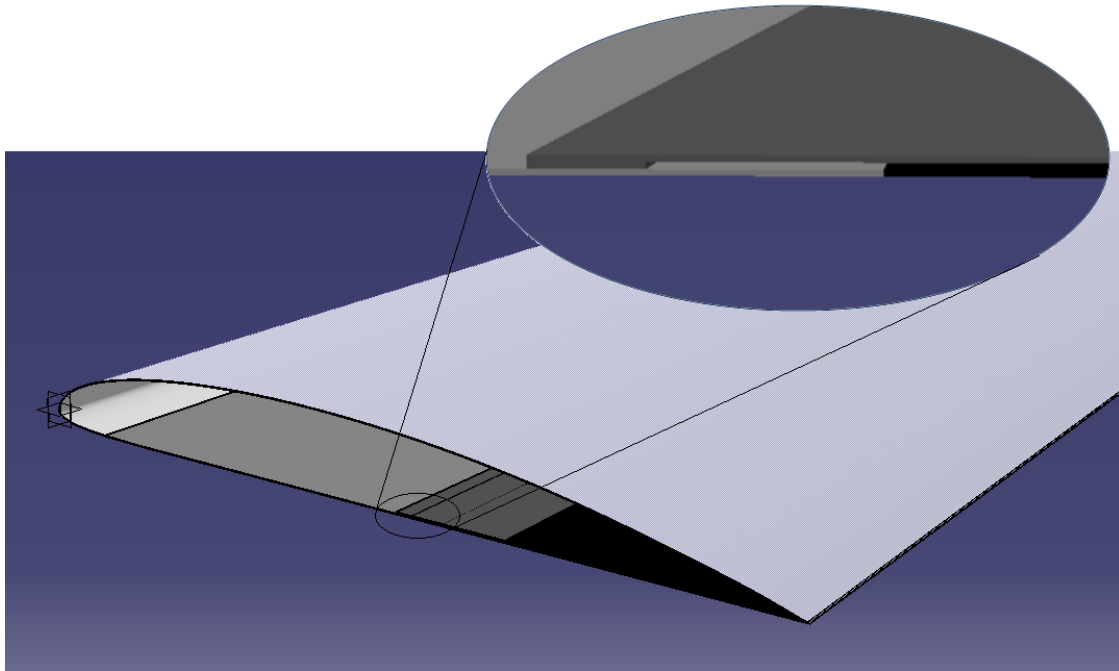


Figura 17: Representação em CAD (CatiA V5) das quatro cascas da asa; pormenor da ligação das cascas no intradorso

2.2.4. Estrutura Interna

O esqueleto da asa é constituído por duas longarinas: a principal, na zona mais espessa do perfil, e a secundária, na zona de início do flape. De forma a garantir rigidez estrutural e a manter o perfil pretendido, o bordo de ataque é constituído por 12 nervuras em balsa que proporcionam baixo peso e são de fácil construção. Note-se que duas delas apresentam espessura distinta e, no seu interior, encontram-se reforços em madeira, pois é nestes que se irão fixar os mastros do túnel de vento. O mesmo acontece para uma terceira nervura localizada entre as duas longarinas, que fixará o terceiro mastro. Nesta zona estão também colocadas mais quatro nervuras em balsa e as restantes seis em contraplacado. Estas últimas albergam os servos que movem o flape. No bordo de fuga encontram-se seis nervuras em alumínio que são fixas à longarina secundária por duas peças em contraplacado e um parafuso.

No bordo de fuga, a conexão rígida tradicional entre as nervuras e a casca é substituída por quatro peças em forma de L que permitem que a casca deslize ao longo do perfil das nervuras, sempre fiel ao formato destas, e, conseqüentemente, sem alterar a forma do perfil aerodinâmico pretendido, e por uma peça rectangular que não permite movimentos laterais à nervura.

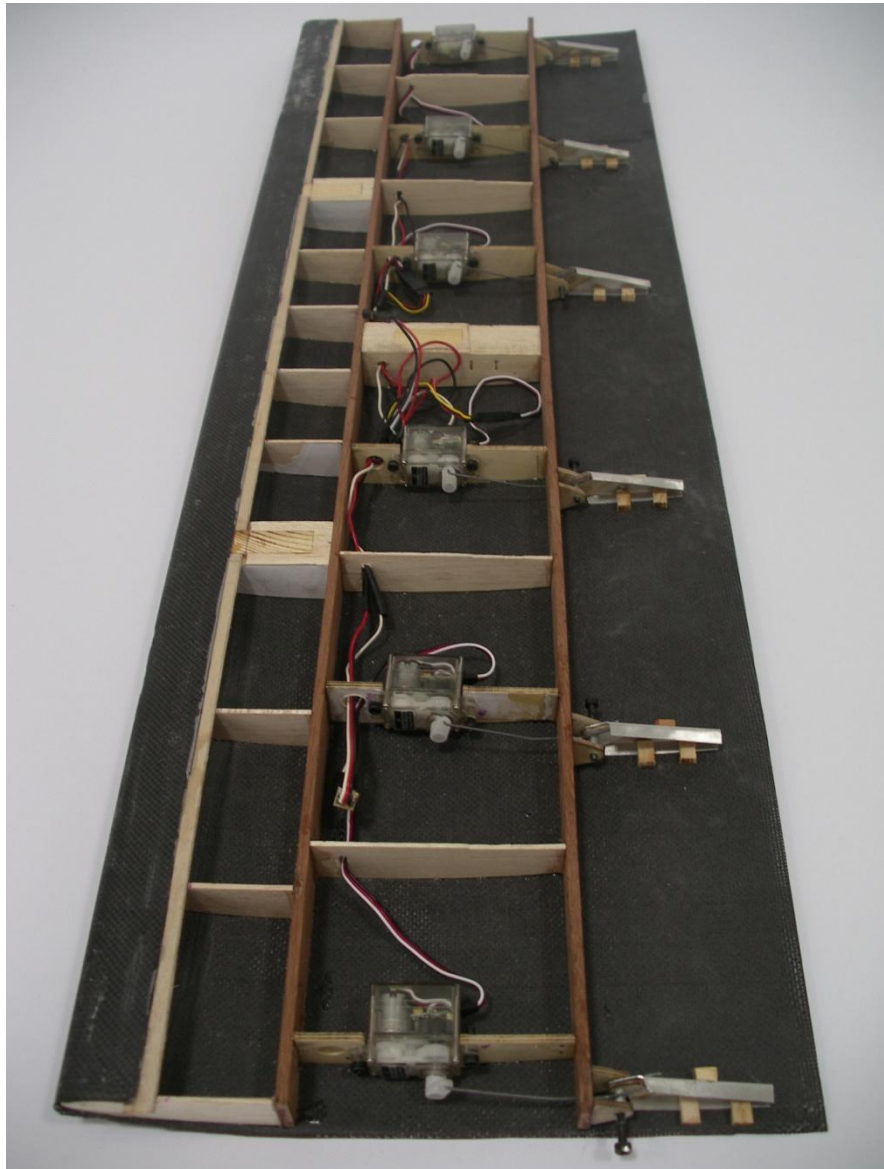


Figura 18: Estrutura interna da asa com a casca do extradorso e o sistema de actuação

2.2.5. Sistema de Actuação

A escolha dos actuadores recaiu sobre seis mini-servos, um por cada nervura móvel do bordo de fuga, para obter uma deformação uniforme ao longo da envergadura. Cada mini-servo possui um binário de $3,6 \text{ kg.cm}$ ($353,034 \text{ Ncm}$) e uma velocidade de $0,05 \text{ s}/60^\circ$ o que é adequado para o projecto em questão. Os mini-servos foram ligados em série três a três; posteriormente, estes dois conjuntos foram conectados a dois canais do receptor. De forma a obter-se um movimento único dos dois conjuntos de servos em série, misturaram-se os dois sinais obtidos no rádio-comando.

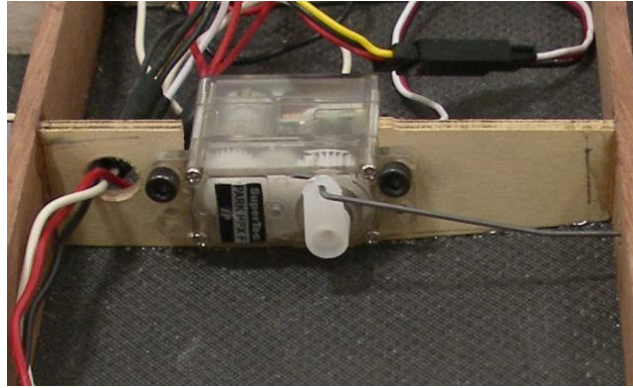


Figura 19: Servos do sistema de actuação do flape contínuo, GWS mini séries

2.2.6. Asa de Flape Convencional

O presente trabalho pressupõe a existência de uma asa de flape convencional de forma a efectuar-se a comparação dos parâmetros de desempenho aerodinâmico com a asa de flape contínuo. Assim a sua construção e materiais usados foram, nos aspectos comuns, idênticos aos da asa morphing. O bordo de ataque é exactamente igual ao da asa morphing (constituído por 12 nervuras de balsa) e as longarinas, principal e secundária, estão localizadas no mesmo local. Como sistema de actuação usaram-se dois mini-servos, como os apresentados anteriormente, portanto apenas foram necessárias duas nervuras em contraplacado. Neste caso, a casca do bordo de ataque é unida, tanto no intradorso como no extradorso, na longarina secundária.

Para o flape desta asa foi usado um tubo com o diâmetro da espessura do perfil na zona da sua aplicação, com um veio no seu interior e 12 nervuras em balsa. Este foi laminado com três camadas de fibra de vidro.

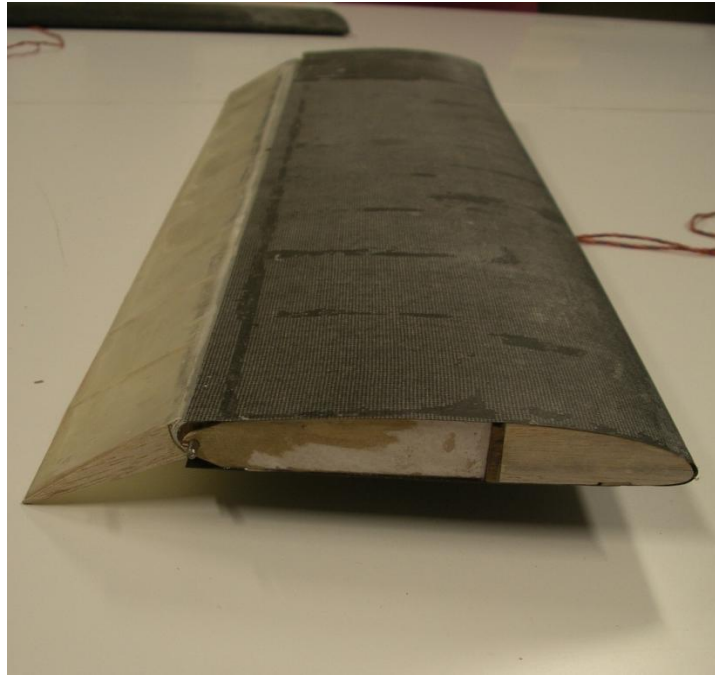


Figura 20: Asa de flape convencional

Capítulo 3

Ensaaios Aerodinâmicos

3.1. Montagem Final

Antes de se iniciar a montagem final do modelo no túnel de vento para o seu posterior ensaio, foi verificada a integridade das células de carga e a calibração da balança aerodinâmica do túnel de vento através do nível para calibração que se encontra sob a mesma. Resolveu-se também alguns estrangulamentos nos tubos do manómetro multitubos.

A asa foi fixa nos mastros do túnel de vento com o recurso a três peças de aço aparafusadas nas nervuras de balsa mais espessas com madeira no seu interior, já mencionadas anteriormente. De forma a não serem acrescentados erros aos valores lidos, foi necessário verificar que não havia qualquer contacto entre os mastros e as ranhuras por onde estes estão inseridos na secção de teste do túnel de vento, de modo a não haver fricção entre estas superfícies. Confirmou-se também, que o modelo não tocava nas paredes acrílicas depois da secção de teste ser fechada.

3.2. Equipamento Usado

3.2.1. Túnel de Vento *Erème*

O túnel de vento do Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior é subsónico de baixa velocidade e em circuito aberto. A secção de teste possui

as dimensões de $0,80 \times 0,80 \text{ m}$ e a velocidade máxima adquirida neste local é de 30 m/s . A secção de entrada do convergente possui uma rede *favo de abelha* para diminuir a turbulência de entrada do escoamento e torná-lo mais uniforme. O ducto converge a montante da secção de teste com uma razão de contracção de 6,25 [25].



Figura 21: Túnel de Vento Erème no Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior

3.2.2. Balança Aerodinâmica *Erème*

A balança aerodinâmica *Erème* possui três configurações: com os três mastros, só com um mastro longo ou com um mastro curto. Neste caso, a configuração usada foi a que usa os três mastros, de forma a ser possível a fixação do modelo proposto.

As seis células de carga estão ligadas mecanicamente aos mastros e as forças $F1$, $F2$, $F3$, $F4$, $F5$ e $F6$ são as cargas aplicadas respectivamente nos dinamómetros $D1$, $D2$, $D3$, $D4$, $D5$ e $D6$. A carga exercida é convertida em tensão eléctrica que, através de um interface, é apresentada como uma força. Note-se que as células de carga usadas para este trabalho possuem como valor máximo admissível 50 N , sendo que este nunca deve ser ultrapassado.

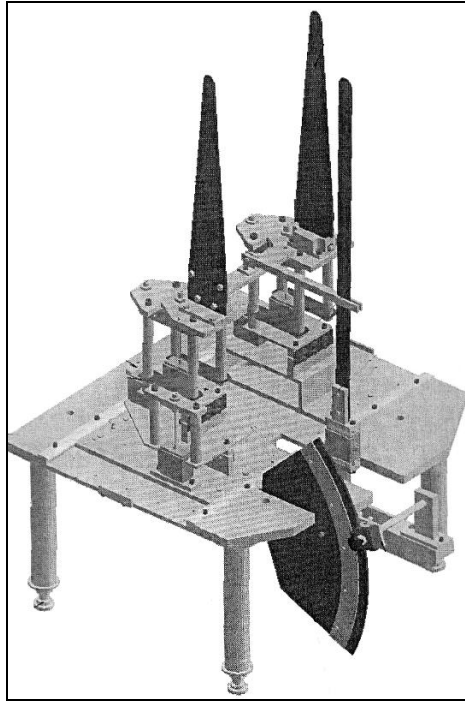


Figura 22: Balança Aerodinâmica Erème – configuração de três mastros [26]

3.2.3. Equipamento de Leitura – Kosmos $\alpha - c$

Este equipamento permite a interface entre carga exercida nas células e o utilizador: para além de alimentar as células de carga, recebe o sinal eléctrico destas convertendo-o em forças. Assim, o utilizador pode ler o valor que depois servirá para o cálculo dos momentos e forças aerodinâmicas.

3.2.4. Manómetro Multitubos – DeltaLab

É através do manómetro multitubos que se mede a velocidade na secção de teste do túnel. Este equipamento encontra-se ligado às tomadas de pressão estática e total do túnel de vento e é a diferença entre os tubos que representam a pressão dinâmica que permite saber a velocidade na secção de teste.

Note-se que o manómetro multitubos é um instrumento que se encontra inclinado e, por isso, a leitura da sua escala não é directa. Assim, a altura vertical da coluna de água (em mm) deve ter em conta o ângulo que o manómetro faz com a horizontal. A escala possui uma precisão de dois milímetros. É inevitável precaver possíveis estrangulamentos e perdas de pressão nos tubos.

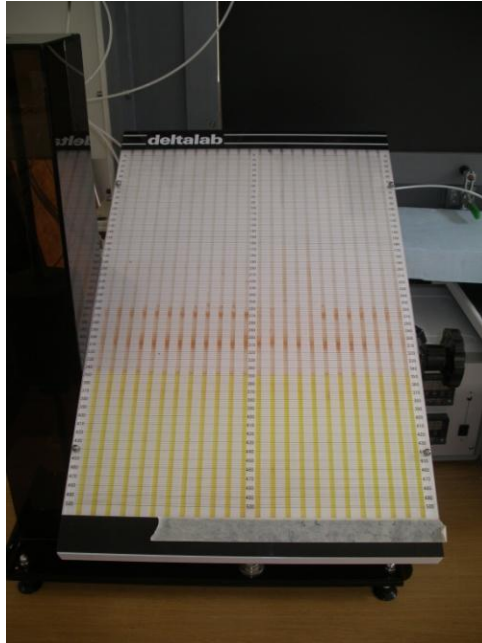


Figura 23: Manómetro Multitubos (DeltaLab)

3.2.5. 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.

3.2.6. Emissor, receptor, rádio-comando e fonte de alimentação

Recorreu-se ao uso de um rádio de 6 canais para se accionar os servos que actuam o flape. Para tal, foi necessário material de suporte: um receptor ligado aos servos para estes receberem o sinal do rádio-comando, uma fonte de alimentação para os mesmos e um emissor ligado ao rádio.

3.3. Procedimento dos ensaios

3.3.1. Efeito do bloqueio aerodinâmico do túnel de vento

Para que os valores dos coeficientes aerodinâmicos obtidos no ensaio experimental em condições de teste em túnel de vento sejam representativos dos valores que se obteriam

em condições de operação num escoamento livre, aqueles foram submetidos a correcções tendo em conta os parâmetros que se seguem:

1. Bloqueio do escoamento

Quando se coloca um modelo para ser experimentado no túnel de vento, este vai bloquear o escoamento a montante, ou seja, reduz a área de passagem do escoamento. Este efeito, e tendo em conta o princípio de Bernoulli, causará um aumento da velocidade do ar em torno do modelo. O bloqueio do escoamento depende da área frontal do modelo mas é independente da curvatura do perfil [27].

A correcção do bloqueio do escoamento ou *solid-blockage* é dada por [27]:

$$\varepsilon_{SB} = \frac{K_1 \times (Volume_{modelo})}{C^{2/3}}$$

Onde $K_1 = 0.74$ e C a área de secção de teste. Neste caso, $C = 0.64 \text{ m}^2$ e o $Volume_{modelo} = 0.0035 \text{ m}^3$

2. Bloqueio da Esteira Aerodinâmica

Uma esteira aerodinâmica, com uma velocidade média inferior à do escoamento livre, é provocada a jusante de qualquer corpo real que não possua dispositivo de controlo de camada limite. Tendo em conta o princípio da continuidade, a velocidade fora dos limites da esteira num túnel de secção fechada deverá ser superior à velocidade do escoamento não perturbado, mantendo constante o caudal de ar que passa na secção de teste. Segundo o princípio de Bernoulli, um aumento de velocidade no escoamento principal origina uma diminuição da pressão que, por sua vez, gera a camada limite em torno do modelo, transformando-se posteriormente em esteira. Assim, este efeito de gradiente de pressão em torno do modelo resultará num aumento da velocidade sobre si mesmo.

A correcção do bloqueio da esteira aerodinâmica ou *wake-blockage* é dada por [27]:

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

Sendo c_{modelo} a corda do modelo, h a largura da secção de teste e C_{du} o coeficiente de arrasto medido. Neste caso, $c_{modelo} = 0.25 \text{ m}$ e $h = 0.80 \text{ m}$

3. Curvatura das Linhas de Corrente

Não é possível que as linhas de corrente, que passam pelo modelo no túnel de vento, possuam uma curvatura natural como em escoamento livre, simplesmente devido à existência de limites superior e inferior na secção de teste (tecto e chão). Esta situação faz com que, perante o estrangulamento do escoamento, o perfil do modelo possua uma curvatura superior à real em cerca de 1%. Logo, para um determinado ângulo de ataque, um perfil em túnel de vento possui mais sustentação, pois esse mesmo ângulo no túnel passa a ser maior.

A correcção da curvatura das linhas de corrente é dada por [27]:

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

Em síntese, para ensaios bidimensionais, os dados aerodinâmicos medidos necessitam das seguintes correcções [27]:

- Velocidade, V:

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

Sendo V_u representa a velocidade medida e ε a correcção do bloqueio total;

- Número de Reynolds, Re:

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

Sendo R_{e_u} o Número de Reynolds medido;

- Ângulo de Ataque, α :

$$\alpha = \alpha_u + \frac{57.3\sigma}{2\pi} (C_{lu} + 4C_{m1/4u})$$

Sendo α_u o ângulo de ataque medido, C_{lu} o coeficiente de sustentação medido, $C_{m1/4u}$ o coeficiente de momento de arfagem medido a 25% da corda;

- Coeficiente de Sustentação, C_l :

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

- Coeficiente de Momento de arfagem em $c/4$, $C_{m1/4}$:

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

- Coeficiente de Arrasto, C_d :

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

3.3.2. Procedimento Experimental

Após efectuar-se a montagem final, já descrita anteriormente, garantiu-se que a corda do perfil estava horizontal. Para tal, usou-se um nível e moveu-se o mastro mais recuado da balança aerodinâmica de forma a encontrar a posição pretendida. Quando esta foi alcançada, verificou-se que o mastro referido não ficava vertical mas com uma determinada inclinação (11.5° com a vertical). Portanto, foi necessário remarcar os ângulos já existentes na balança do túnel, que se relacionam com o movimento do mastro mais recuado, ou seja, é através destes ângulos que é possível alterar os ângulos de ataque do modelo. Chegou-se então à conclusão de que quando se movia 1° do ângulo já marcado, obtinha-se na realidade, um movimento de 4° . Note-se que o ângulo de 11.5° do mastro é importante para o cálculo das forças exercidas na célula de carga *F6*.

Posteriormente, marcaram-se na parede acrílica do túnel de vento os ângulos de deflexão do flape para os quais seria avaliado o desempenho aerodinâmico do modelo. Para tal usou-se um nível que unia o bordo de ataque ao bordo de fuga marcando-se a corda do modelo; a partir desta referência foi possível marcar os restantes ângulos (-10° , 10° , 20° e 30°).



Figura 24: Asa de flape contínuo (à esquerda) e asa convencional (à direita) fixas na balança do túnel de vento

Recorreu-se ao uso de uma máquina fotográfica de forma a registar os valores visualizados no equipamento de leitura (*Kosmos a - c*). Para minimizar os erros de

leitura, cada medição é constituída pela média dos valores de 6 fotos tiradas em 2 segundos.

Os ensaios foram realizados de forma cuidada e cautelosa e, entre cada medição, o módulo de ajuste do regime do ventilador do túnel era desligado e os valores do equipamento de leitura eram colocados a zero. Pretendia-se variar o ângulo de ataque do modelo de dois em dois graus, desde -5° até 15° para 5 ângulos de deflexão do flape (de -10° a 30° , de 10 em 10 graus). Definiram-se as seguintes velocidades de teste: 15m/s, 20m/s, 25m/s e 30m/s. Para cada experiência, repetiram-se os seguintes passos:

1. Coloca-se o perfil com ângulo de ataque nulo;
2. O ângulo de deflexão do flape é fixo na posição pretendida;
3. Coloca-se o perfil no ângulo de ataque desejado;
4. Lê-se o valor da temperatura e pressão;
5. Coloca-se a zero o equipamento de leitura das células de carga;
6. Liga-se o módulo de ajuste do regime do fan;
7. Ajusta-se a leitura do manómetro para a velocidade em estudo;
8. Registam-se fotograficamente os valores visualizados;

3.3.3. Variáveis a medir

De forma a efectuar o estudo do desempenho aerodinâmico obtiveram-se, durante a actividade experimental, valores para as forças F_1 , F_2 , F_4 , F_5 e F_6 que são as cargas aplicadas respectivamente nos dinamómetros D_1 , D_2 , D_4 , D_5 e D_6 . É através destes valores que nos é permitido o cálculo das forças aerodinâmicas – sustentação, L , e arrasto, D – e também do momento de arfagem, M .

No caso em estudo tem-se:

$$L = F_4 + F_5 + F_6 \cdot \cos(11,5) [N]$$

$$D = (F_1 + F_2) \cdot \frac{L_1}{L_A} - F_6 \cdot \sin(11,5) [N]$$

$$M = -F_6 \cdot \cos(11,5) \cdot L_6 [Nm]$$

Na Figura 25 pode visualizar-se as distâncias L_1 , L_A e L_6 , respectivamente. Note-se que, quando se fixa o modelo na balança, o mastro de trás não se encontra na vertical como na figura, portanto é necessário acrescentar o ângulo consumado com a vertical (determinado como $11,5^\circ$).

Como os mastros da frente não estavam colocados a 25% da corda do modelo, mas sim na zona de espessura máxima do perfil, a fórmula para o cálculo do momento não pode ser a indicada anteriormente, tendo esta de sofrer uma correcção:

$$M_{\frac{1}{4}c} = M + L \cdot \left(\frac{c}{4 - X_1} \right) [Nm]$$

Sendo c a corda aerodinâmica do modelo e X_1 a distância horizontal entre o bordo de ataque e o ponto de espessura máxima do modelo.

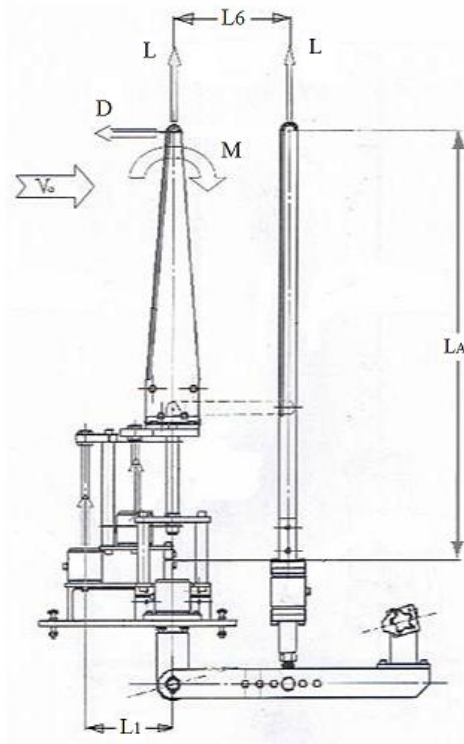


Figura 25: Balança aerodinâmica Erème do túnel de vento (vista lateral)

A determinação do arrasto é um pouco complexa, pois é necessário ter em conta que o arrasto calculado pela fórmula acima descrita engloba não só o que é causado pelo modelo, mas também aquele que é implicado pelas ferragens e mastros existentes na área de secção de teste. Assim, com base num estudo realizado anteriormente [28], em que se efectuou um teste de uma placa plana para várias velocidades, chegou-se a um $C_{d,apoios}$. Este estudo foi também comparado a um semelhante [26]. Como, neste ensaio em concreto, a corda do modelo difere da corda da placa de testes referida [28], será necessário proceder à razão entre a área, S , da placa e a do novo modelo, para a pressão dinâmica respectiva. Assim obteve-se um $C_{d,apoios}$ que, subtraído ao $C_{d,total}$ medido no ensaio, proporciona o C_d do modelo ensaiado.

Capítulo 4

Resultados e Discussão

4.1. Apresentação dos Resultados Aerodinâmicos

Os resultados experimentais apresentados reportam-se apenas ao perfil, visto que o ensaio em túnel de vento foi realizado para o caso 2D. Não foi possível obter resultados experimentais para todos os ângulos de ataque (-5° a 15°) e deflexões de flape (-10° a 30°) pois, para os ensaios de maior velocidade, o limite de carga de $50N$ das células de carga da balança (exceptuando a célula de carga usada para medir a força F_3 que possui um limite de $100N$) eram excedidos. As tabelas seguintes ilustram os casos de teste que foram possíveis realizar. Apresentam também o *Reynolds* médio corrigido, $Re_{med\ corr}$, tal como a velocidade média corrigida, $V_{med\ corr}$, correspondente. Estes valores médios foram calculados devido à variação das condições de teste (pressão e temperatura) e dos factores de correcção.

Ensaio para 15 m/s				
Ângulo de flape (grau)	Asa de flape contínuo		Asa de flape convencional	
	$V_{med\ corr}$ [m/s]	$Re_{med\ corr}$	$V_{med\ corr}$ [m/s]	$Re_{med\ corr}$
-10°	16.09	249762	16.02	250218
0°	16.16	250871	16.10	251409
10°	16.11 (a)	250120 (a)	16.11 (a)	251607 (a)
20°	16.16 (b)	249332 (b)	16.11 (b)	251582 (b)
30°	16.21 (b)	250167 (b)	16.16 (c)	252316 (c)

(a) valores obtidos até à deflexão do flape de 13°
(b) valores obtidos até à deflexão do flape de 11°
(c) valores obtidos até à deflexão do flape de 9°

Tabela 1: Casos de teste realizados para 15m/s

Ensaio para 20 m/s				
Ângulo de flape (grau)	Asa de flape contínuo		Asa de flape convencional	
	$V_{méd\ corr}$ [m/s]	$Re_{méd\ corr}$	$V_{méd\ corr}$ [m/s]	$Re_{méd\ corr}$
-10°	21.32 (a)	328979 (a)	21.29 (b)	332244 (b)
0°	21.32 (a)	329013 (a)	21.28 (b)	332193 (b)
10°	21.41 (a)	330246 (a)	21.28 (c)	332290 (c)
20°	21.42 (a)	330547 (a)	21.36 (a)	333507 (a)
30°	21.45 (a)	330910 (a)	21.49 (d)	335474 (d)
(a) valores obtidos até à deflexão do flape de 9° (b) valores obtidos até à deflexão do flape de 13° (c) valores obtidos até à deflexão do flape de 11° (d) valores obtidos até à deflexão do flape de 3°				

Tabela 2: Casos de teste realizados para 20m/s

Ensaio para 25 m/s				
Ângulo de flape (grau)	Asa de flape contínuo		Asa de flape convencional	
	$V_{méd\ corr}$ [m/s]	$Re_{méd\ corr}$	$V_{méd\ corr}$ [m/s]	$Re_{méd\ corr}$
-10°	26.74 (a)	410074 (a)	26.49 (a)	413660 (a)
0°	26.72 (b)	409843 (b)	26.50 (a)	413771 (a)
10°	26.74 (c)	410112 (c)	26.49 (d)	413677 (d)
20°	---	---	26.53 (c)	411801 (c)
30°	---	---	---	---
(a) valores obtidos até à deflexão do flape de 11° (b) valores obtidos até à deflexão do flape de 9° (c) valores obtidos até à deflexão do flape de 3° (d) valores obtidos até à deflexão do flape de 7°				

Tabela 3: Casos de teste realizados para 25m/s

Para obter a validação final do conceito do flape contínuo com nervura rotativa, são comparados os resultados obtidos nos ensaios aerodinâmicos desta asa e dos realizados com a asa de flape convencional. Os valores de comparação são os coeficientes aerodinâmicos: de sustentação, de arrasto e de momento de arfagem. Os resultados são mostrados de seguida, para as três velocidades de teste, ou seja, para o $Re_{medcorr}=250074$, $Re_{medcorr}=329696$ e $Re_{medcorr}=409999$ para o caso da asa de flape contínuo e $Re_{medcorr}=251382$, $Re_{medcorr}=332867$ e $Re_{medcorr}=414259$ para o caso da asa de flape convencional.

4.1.1. Coeficiente de Sustentação

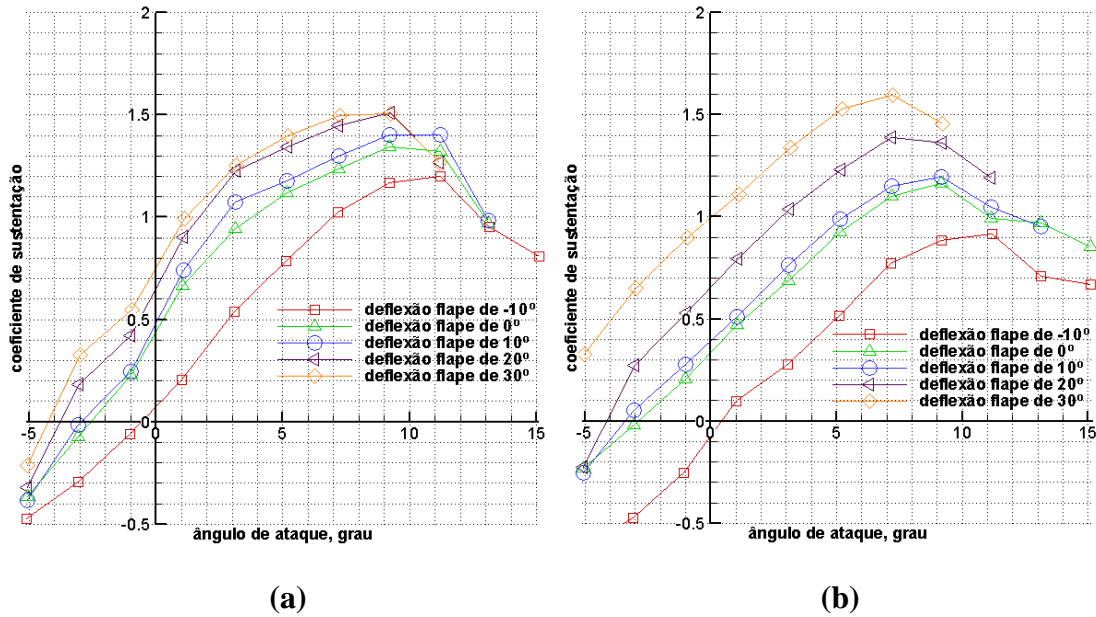


Figura 26: Resultados para o coeficiente de sustentação do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=251382$

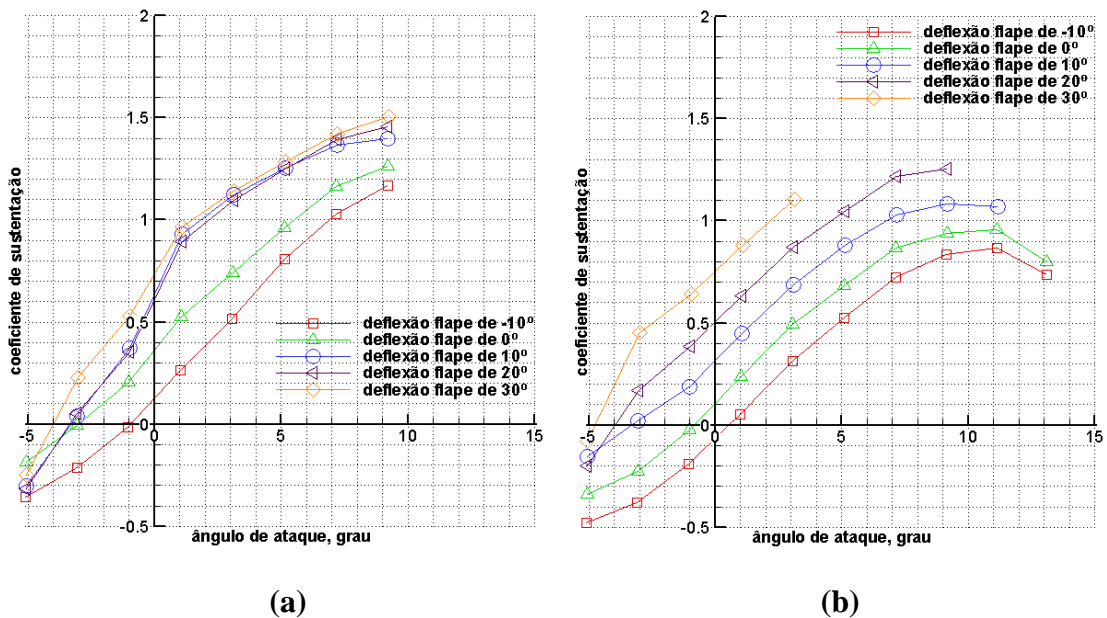
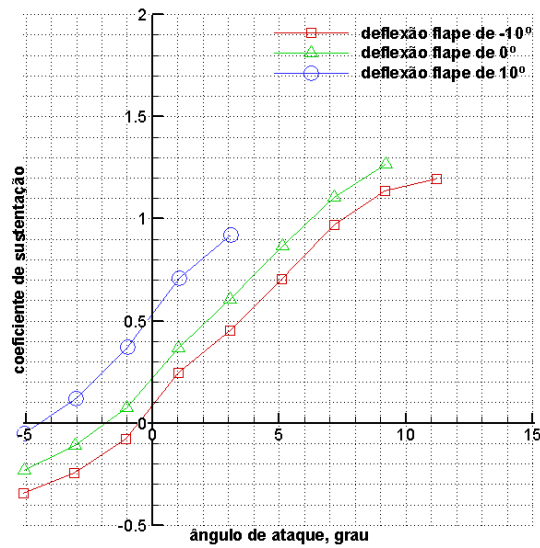
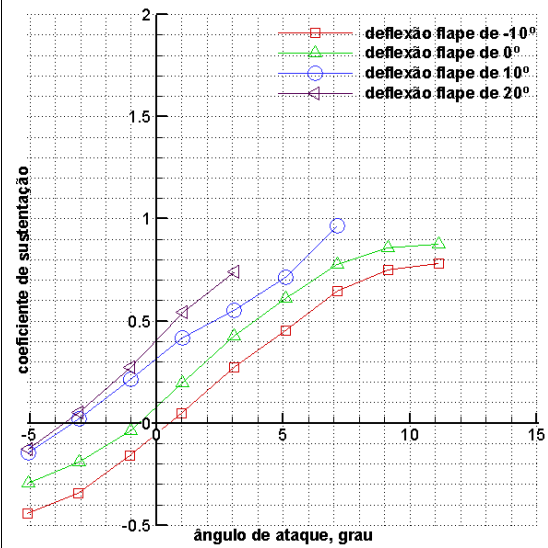


Figura 27: Resultados para o coeficiente de sustentação do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=329696$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=332867$



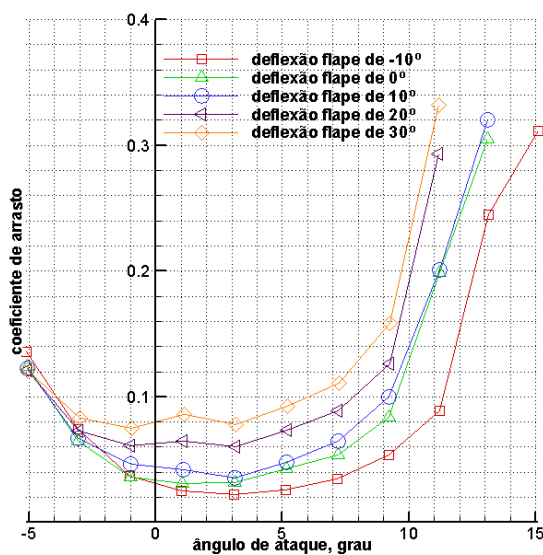
(a)



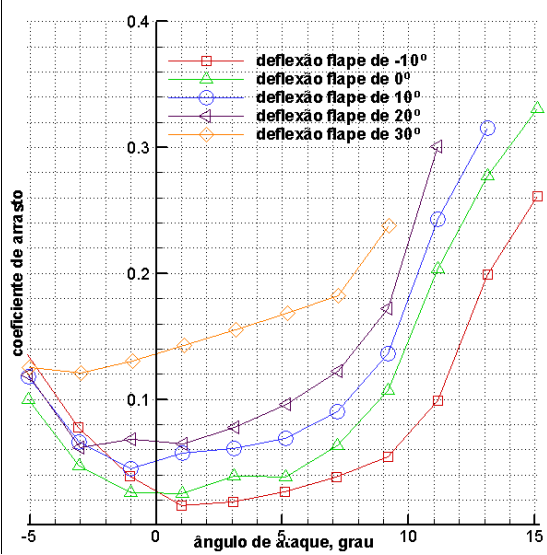
(b)

Figura 28: Resultados para o coeficiente de sustentação do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=409999$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=414259$

4.1.2. Coeficiente de Arrasto



(a)



(b)

Figura 29: Resultados para o coeficiente de arrasto do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=251382$

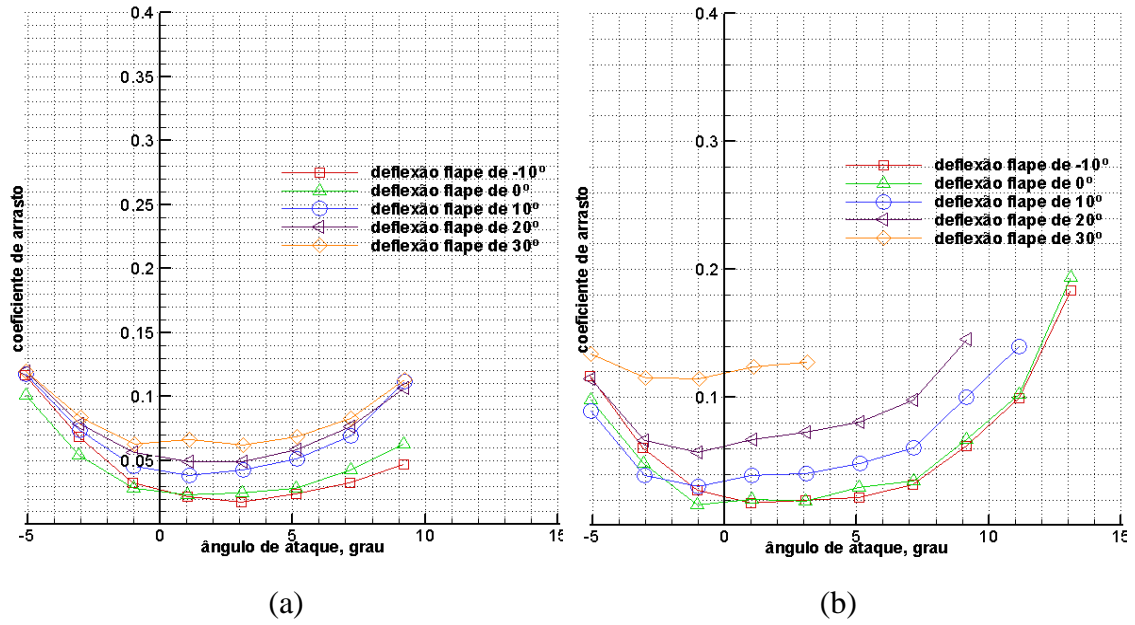


Figura 30: Resultados para o coeficiente de arrasto do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=329696$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=332867$

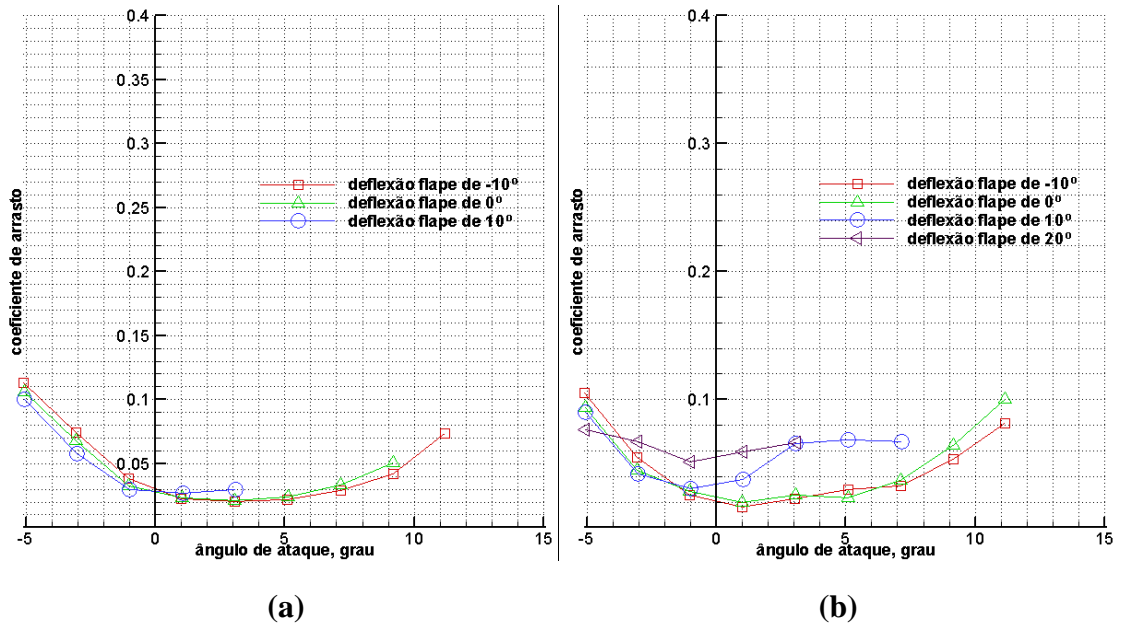


Figura 31: Resultados para o coeficiente de arrasto do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=409999$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=414259$

4.1.3. Coeficiente de Momento de Arfagem

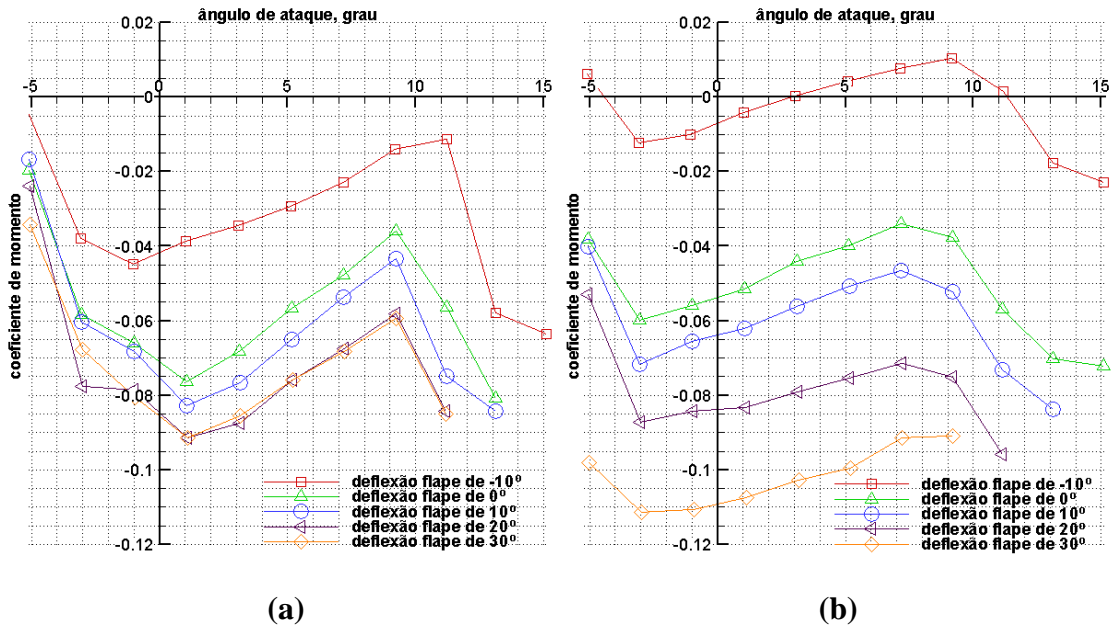


Figura 32: Resultados para o coeficiente de momento de arfagem do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=251382$

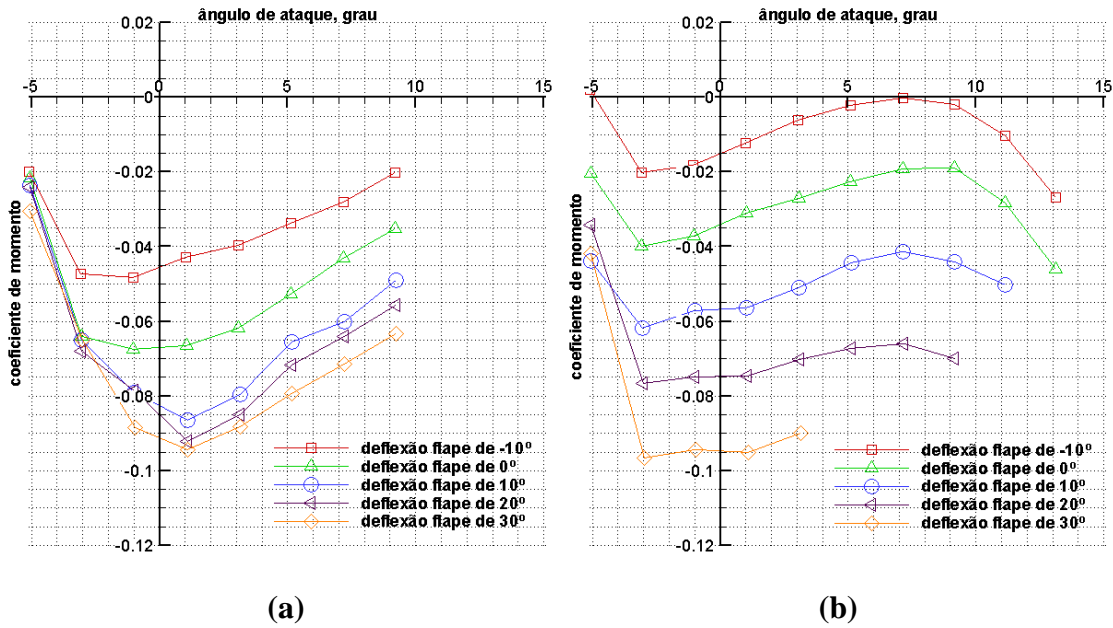


Figura 33: Resultados para o coeficiente de momento de arfagem do perfil(a) asa morphing, $Re_{medcorr}=329696$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=332867$

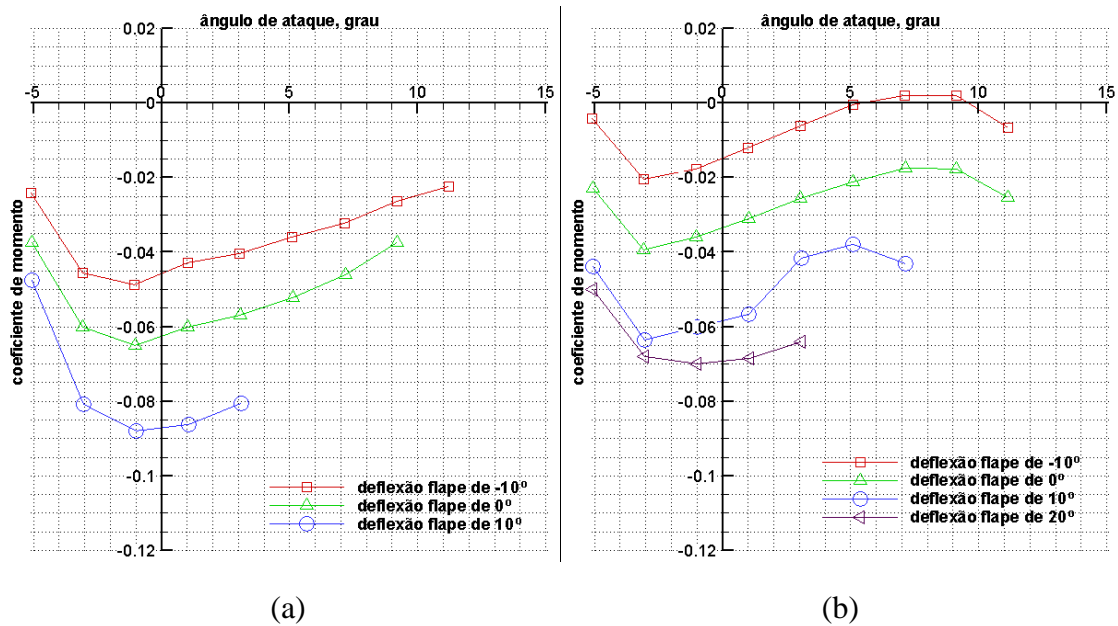


Figura 34: Resultados para o coeficiente de momento de arfagem do perfil: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=409999$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=414259$

4.2. Discussão dos Resultados Aerodinâmicos

Antes de mais, é importante referir que as imperfeições dos modelos, inerentes ao trabalho de construção manual, podem contribuir para alguma divergência nos resultados obtidos e nos que se esperaria obter.

Pela análise das Figuras 26, 27 e 28 verifica-se que, como era esperado, o coeficiente de sustentação máximo aumenta com a deflexão do flape. No caso da Figura 23, o $Cl_{máx}$ da asa de flape contínuo, na deflexão do flape de -10° , toma o valor 1,202. Este corresponde a um aumento de 31,15% em relação à asa de flape convencional, que no seu ponto de sustentação máxima para esta mesma curva indica o valor 0,914. Outro exemplo pode ser dado pela deflexão do flape para 0° em que o $Cl_{máx}$ da asa de flape contínuo aumenta cerca de 22,8% em relação à convencional. Em geral, para todas as velocidades ensaiadas, o modelo da asa morphing, exhibe uma sustentação superior comparativamente com o modelo de asa convencional. No caso do ensaio de 15m/s, apenas para a deflexão do flape de 30° , a asa *morphing* possui um decréscimo de 5,5% relativamente à outra asa. A existência de vibração mais intensa no flape do modelo morphing durante esta deflexão pode explicar tais valores. É também necessário referir que o flape convencional consegue variar mais o Cl_{max} e também o ângulo de ataque de perda, sendo mais notório para as duas primeiras velocidades.

O coeficiente de arrasto mínimo ocorre para valores próximos do ângulo de ataque nulo. Tal verifica-se facilmente observando as Figuras 29, 30 e 31 respeitantes aos resultados para o coeficiente de arrasto do perfil para os *Reynolds* em estudo.

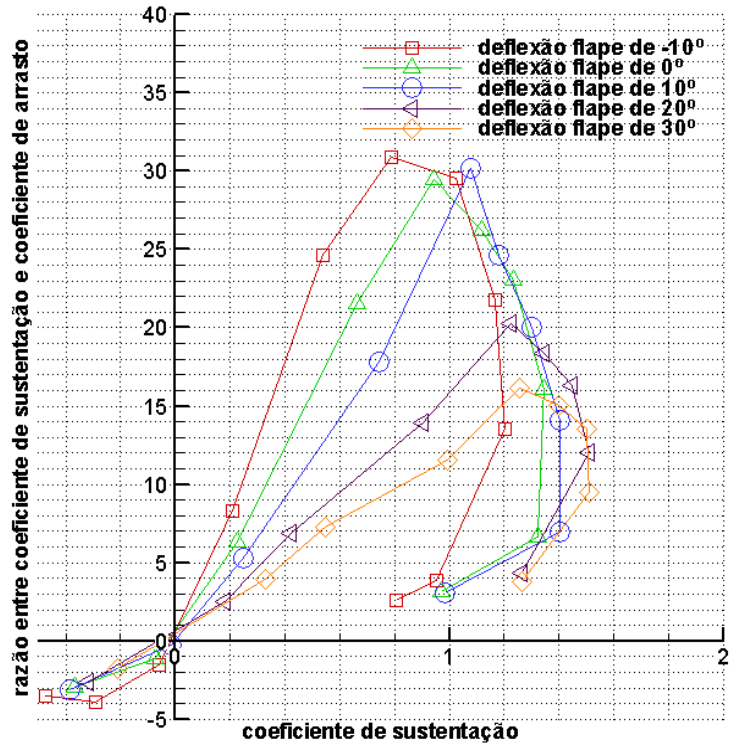
A asa *morphing* apresenta um C_d , em geral, inferior à asa convencional. Esta diminuição do coeficiente de arrasto acentua-se para grandes deflexões do flape. Para a velocidade de 15m/s, obtém valores inferiores entre 22% (na deflexão do flape de 20°) e 40% (na deflexão do flape de 30°), no caso da velocidade de 20m/s, a diminuição do C_{dmin} situa-se entre 1% (na deflexão do flape de 10°) e 53% (na deflexão de 30°). Esta tendência é contrariada para deflexões de flape de 0° e de -10°, em que o C_{dmin} é superior na asa convencional, tomando valores entre 15% e 25% inferiores nas três velocidades testadas. Tal, pode dever-se ao facto da casca do intradorso, exterior à casca inferior do flape que desliza, não conseguir permanecer totalmente em contacto com esta e, por isso, ter algumas limitações em manter a geometria do intradorso fiel ao perfil para ângulos de flape negativos. Esta casca apresentava assim uma ligeira curvatura, mais acentuada nas extremidades, fazendo com que a sua vibração aumente quando a casca que desliza apresenta uma menor área de contacto sob esta (para deflexões de flape negativas). Constata-se também que, para pequenas deflexões, a asa *morphing* apresenta um C_d idêntico à asa convencional, mas no caso de deflexões maiores, esta última asa já exhibe valores de C_d bastante superiores. Por último, pode acrescentar-se que, o ângulo de ataque para C_{dmin} quase não se altera para o flape contínuo mas no caso do flape simples este diminui bastante.

Com os resultados obtidos pode sustentar-se a estimativa de 25% feita inicialmente do incremento do arrasto causado por fendas de superfícies de controlo, pelo menos para casos de maior deflexão do flape. Estes atingiram na prática reduções do C_d até 53%, ou seja, mais 28% do que estava previsto.

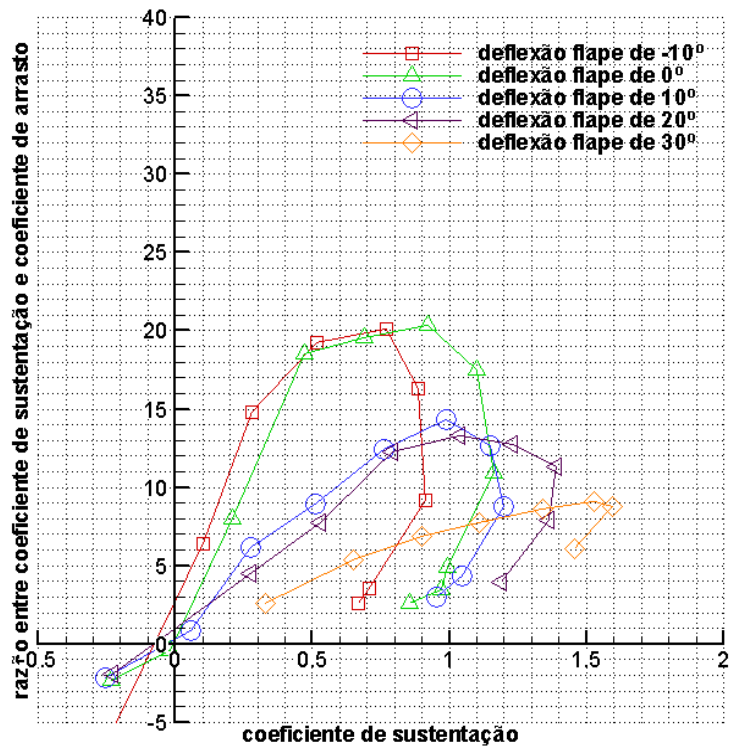
A influência no arrasto dos mastros e dos apoios de fixação das asas à balança do túnel de vento é bastante considerável. Torna-se complicado medir o valor do arrasto destes elementos, o que significa que o valor obtido pode estar subestimado. Desta forma, os valores de arrasto adquiridos, apenas servem para efeitos de comparação qualitativa das asas.

No caso do coeficiente de momento, verifica-se que, através da avaliação das Figuras 29, 30 e 31, os valores em módulo apresentados da asa *morphing* são superiores aos da asa convencional (excepto para a deflexão do flape de 30° nas duas primeiras velocidades).

Constata-se uma melhoria significativa na eficiência aerodinâmica da asa de flape contínuo em relação à asa de flape simples para todas as velocidades de teste. Analisando a Figura 35, verifica-se que o valor máximo da razão de planeio para a deflexão do flape de -10° da asa *morphing* é 30,86 e o valor máximo da razão de planeio para a mesma deflexão de flape da asa convencional é 20,08, logo determina-se um aumento da razão de planeio máxima de 54%.

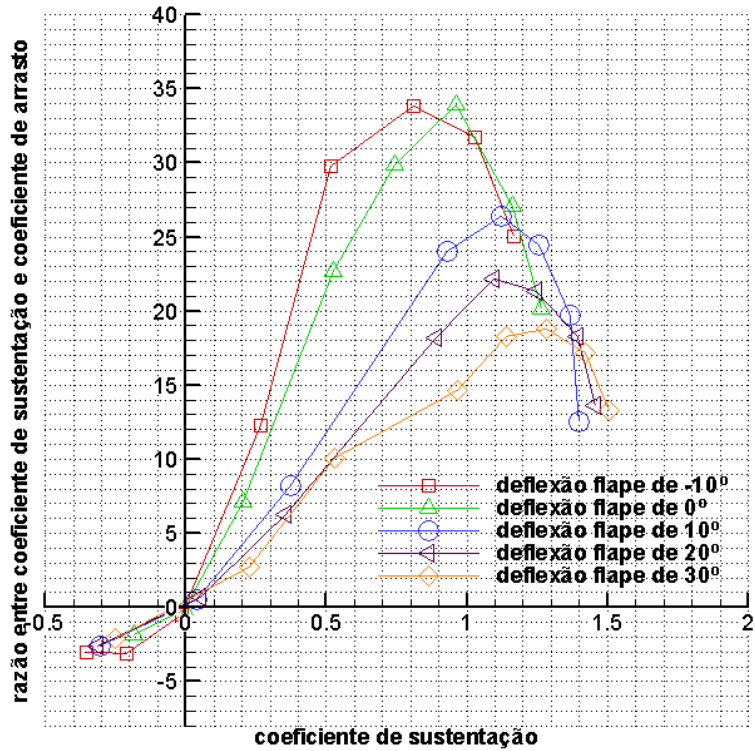


(a)

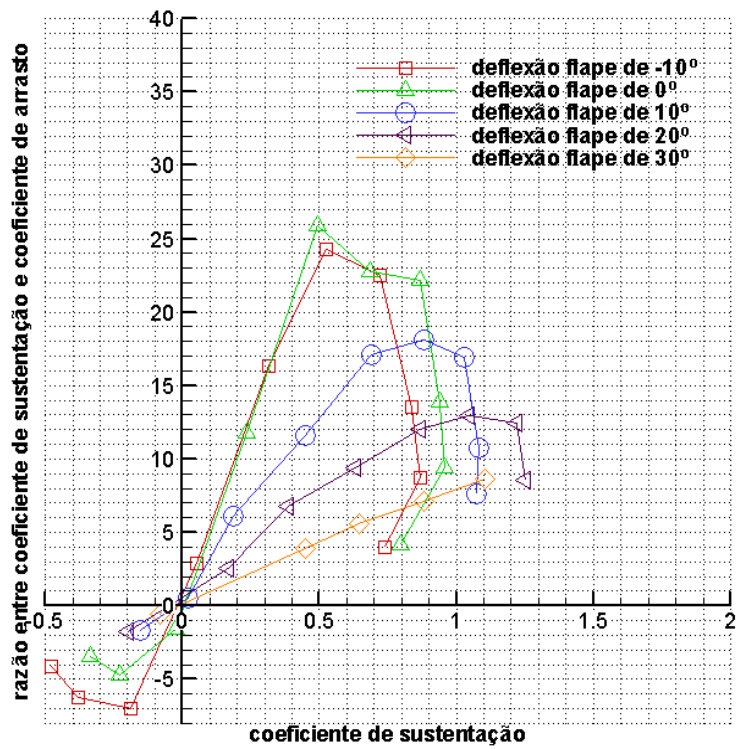


(b)

Figura 35: Resultados para a razão de planeio em função do coeficiente do sustentação: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=251382$

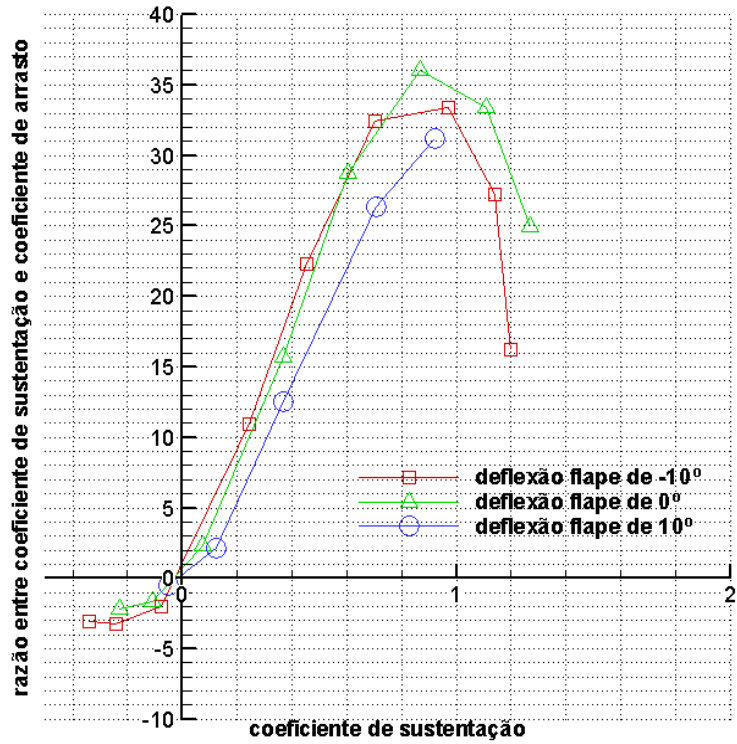


(a)

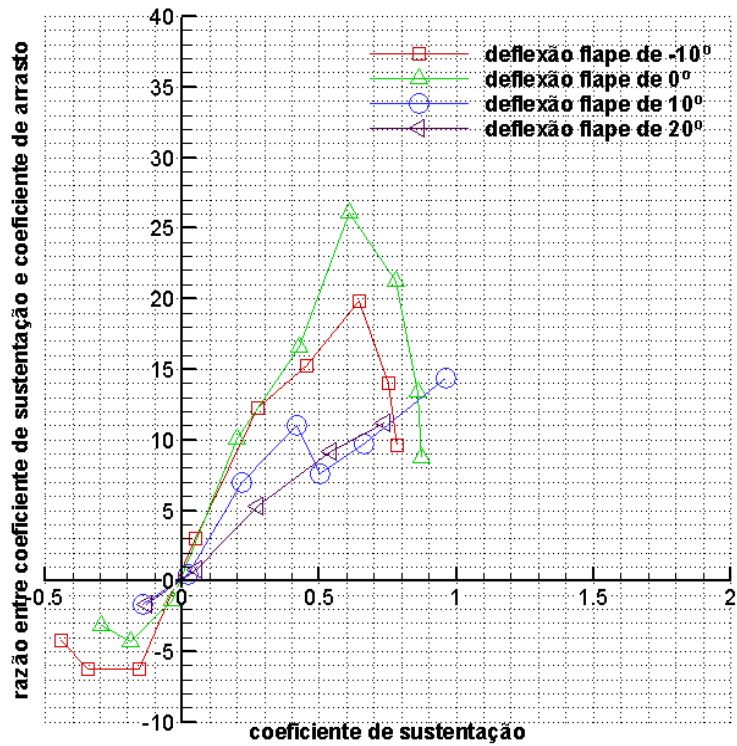


(b)

Figura 36: Resultados para a razão de planeio em função do coeficiente do sustentação: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=329696$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=332867$



(a)



(b)

Figura 37: Resultados para a razão de planeio em função do coeficiente do sustentação: (a) asa morphing, $Re_{medcorr}=409999$ e (b) asa convencional, $Re_{medcorr}=414259$

Principalmente para velocidades acima dos $15m/s$ e para maiores deflexões do flape, apurou-se que as células de carga estavam sempre a atingir o seu valor máximo, o que não permitia a leitura desses valores. Sugere-se, portanto, a aquisição de células de carga com o limite de $100N$. É também importante referir que se observou alguma vibração de toda a asa para as velocidades de teste acima referidas. Esta situação pode ter sido consequência de folgas nas ferragens que fixavam o modelo aos mastros da balança aerodinâmica. Aconselha-se que o programa *Aerodaq*, instalado no computador na cabine de testes, seja alvo de actualizações para que possa ter utilidade, garantindo leituras mais precisas, aumentando o rigor das medições principalmente para casos de maior turbulência.

No Anexo A estão apresentados os erros inerentes aos coeficientes de sustentação, de arrasto e de momento.

4.3. Discussão dos Resultados do Funcionamento do Flape

Neste trabalho foi desenvolvido um dispositivo que pudesse implementar o conceito de asa de curvatura activa adaptativa. O sistema proposto, baseado num conceito de nervuras rotativas, deveria ser projectado, construído e, posteriormente, ensaiado experimentalmente de forma a demonstrar a sua viabilidade, tanto em termos aerodinâmicos como estruturais e funcionais.

Antes de mais, é importante reconhecer que num trabalho experimental, os resultados obtidos nunca são exactamente iguais aos previstos. A construção de um modelo para ensaios em túnel de vento exige elevada precisão e rigor nas suas dimensões e forma. Para que os ensaios aerodinâmicos resultem fidedignos, é necessário ter em conta a complexidade da construção, as limitações de materiais e de métodos de construção e a falta de experiência do executante.

Com o sistema de actuação escolhido, conseguiu alcançar-se um movimento do flape contínuo razoavelmente preciso e uma deflexão uniforme do mesmo. Manter a deflexão sob cargas aerodinâmicas revelou-se uma condição mais complicada de atingir. Esta situação ocorreu para velocidades a partir de $20m/s$ e para altas deflexões do flape. As deflexões eram reduzidas no máximo em 3° com a velocidade do ar. É possível que esta situação não se deva ao sistema de actuação mas sim a folgas existentes nas ferragens de fixação do modelo aos mastros da balança aerodinâmica.

A utilização de um sistema de actuação para a asa morphing composto por seis servos comparativamente com um sistema composto por apenas dois no caso da asa convencional traduz-se num aumento de peso, custo e complexidade para a primeira asa. Esta complexidade foi propositada, pois actuar diferentes zonas do flape com deflexões distintas, é um objectivo futuro deste conceito. Assim optou-se por esta configuração em vez de se usar apenas dois servos para actuarem todo o flape através de

um tubo de torção que ligaria todas as nervuras, o que conduziria a um custo e peso equivalente a um flape simples.

A casca do intradorso exterior à casca do flape que desliza, revelou uma tendência de não se manter fiel ao perfil, ou seja, de apresentar uma ligeira curvatura ao longo da envergadura (mais acentuada nas duas extremidades). Esta situação deve-se ao facto de, durante a concepção e experimentação do mecanismo, ter sido necessário aceder ao interior da estrutura diversas vezes. Para tal, era sempre necessário levantar esta casca acentuando a referida curvatura. Uma forma de alterar esta situação seria usar um molde para esta casca que possuísse uma ligeira curvatura no sentido contrário à curvatura propensa referida.

Como já foi referido, era necessário levantar a casca exterior do intradorso de forma a ser permitido o acesso ao interior da asa e conseqüentemente aos servos. E mesmo assim, o acesso aos tirantes dos servos, por exemplo, era bastante complicado. De forma a contornar esta situação, poderia equacionar-se uma outra forma de acesso ao interior.

Apesar do que já foi referido, o conceito mostrou-se capaz de executar as deflexões de flape propostas e de resolver os problemas de não continuidade no bordo de fuga e no sistema de actuação, demonstrando ser um conceito estrutural viável, não podendo deixar de se ter em conta os problemas já referidos e as possíveis soluções.

Capítulo 5

Sumário

5.1. Conclusão

Este trabalho faz a análise da configuração e possíveis vantagens de um dispositivo capaz de alterar o ângulo de curvatura ao longo da corda para o UAV experimental *Olharapo*. A proposta apresentada teve em conta, a configuração aeroelástica da estrutura, garantindo sempre cumplicidade entre as variantes estrutural e aerodinâmica. Projectou-se e desenvolveu-se um mecanismo de flape contínuo, usando o conceito de *Rotating Rib* e, paralelamente, construiu-se uma segunda asa com flape convencional simples, de forma a poderem ser efectuadas comparações de desempenho aerodinâmico entre os dois conceitos de flape.

O flape contínuo executou as deflexões esperadas (-10° a 30°) e as calhas introduzidas nas nervuras do bordo de fuga proporcionaram deformações suaves nas cascas do intradorso e extradorso. A proposta escolhida para a união do bordo de fuga apresentou alguma complexidade na disposição das cascas no intradorso, sendo que a casca mais exterior revelou até uma curvatura indesejável provocando uma ligeira alteração no perfil. Em geral, pode referir-se que este mecanismo se mostrou à altura dos objectivos mas que, como qualquer trabalho prático, poderia sofrer melhorias, algumas já indicadas no capítulo anterior.

Os ensaios aerodinâmicos realizados demonstraram que o conceito do flape contínuo de nervura rotativa apresenta uma melhoria do $C_{l_{máx}}$, comparativamente com a asa convencional, até 31%. Este conceito pode reduzir o arrasto entre 22% e 53%, o que em alguns casos, é bastante superior ao estimado pela remoção da fenda do flape que era de 25%. Contudo, esta redução do $C_{d_{min}}$ é apenas promovida para deflexões de flape acentuadas (entre 10° e 30°) pois para deflexões negativas, a asa convencional consegue uma redução $C_{d_{min}}$ superior. Este conceito produziu uma melhoria do desempenho efectivo tornando-o viável apesar da sua complexidade.

5.2. Trabalhos Futuros

A tecnologia *morphing*, tem sido alvo de investigação e desenvolvimento nos últimos anos. O emergente aparecimento de sensores e actuadores, combinados com a mudança de curvatura e/ou torção da asa, vieram introduzir a tecnologia de asa adaptativa e tornar esta área de investigação bastante atractiva com inúmeras aplicações, como por exemplo, o controlo de voo.

Os testes preliminares de desempenho do mecanismo desenvolvido neste trabalho, mostram um conceito atractivo, devendo inspirar algumas melhorias no mecanismo e estudos do seu desempenho mais profundos. Propõe-se, por exemplo, actuar distintas zonas do perfil com diferentes deflexões, permitindo a variação da curvatura ao longo da envergadura. Outro trabalho futuro seria a comparação e análise do perfil *morphing* em estudo com o convencional recorrendo ao CFD, com vista à sua optimização. Poderia também realizar-se um estudo dos requisitos energéticos deste conceito e compará-los com os do flape simples.

Bibliografia

- [1] McGowan, A., “*Advanced Course of Morphing Aircraft*”, IST, Lisboa, Portugal, 2008.
- [2] Ricci, S., Scotti A., Terraneo, M., “*Design, Manufacturing and Preliminary Test Results of an Adaptive Wing Camber Model*”, 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, 2006.
- [3] Gamboa, P., Vale, J., Lau, F., Suleman, A., “*Optimization of a Morphing Wing Based on Coupled Aerodynamic and Structural Constraints*”, *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 9, September 2009, pp. 2087-2104.
- [4] Ricci, S., Terraneo, M., “*Conceptual Design of an Adaptive Wing for a Three-Surfaces Airplane*”, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Austin, Texas, 2005.
- [5] Hoerner, S. F., “*Fluid-Dynamic Drag – theoretical, experimental and statistical information*”, Hoerner Fluid Dynamics, USA, 1992, pp. 92-94.
- [6] Monner, H. P., “*Realization of an optimized wing camber by using formvariable flap structures*”, *Aerospace Science Technology* 5, 2001, pp. 445–455.
- [7] Kota, S., Osborn, R., Ervin, G., Maric, D., Flick, P., Paul, D., “*Mission Adaptive Compliant Wing – Design, Fabrication and Flight Test*”, *The Applied Vehicle Technology Panel Symposium (AVT-168)*, Évora, Portugal, 20-23 April, 2009.
- [8] Schultz, M. R., Hyer, M. W., “*A Morphing Concept Based on Unsymmetric Composite Laminates and Piezoceramic MFC Actuators*”, 45th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Springs, California, 2004.
- [9] Maute, K., Reich, G. W., “*An Aeroelastic Topology Optimization Approach*”, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Springs, California, 2004.

- [10] Diaconu, C. G., Weaver, P. M., Mattioni, F., “*Solutions for morphing airfoil sections using bi-stable laminated composite structures*”, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Hawaii, 2007.
- [11] Wiggins L. D., Stubbs M. D., Johnston C. O., Robertshaw H. H., Reinholtz C. F., Inman D. A., “*Design and analysis of a morphing hyper-elliptic cambered span (HECS) Wing*”, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural dynamics & Materials Conference, Palm Springs, California, 2004.
- [12] Detrick, M., Washington, G., “*Modeling and Design of a Morphing Wing for Micro Unmanned Aerial Vehicles via Active Twist*”, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conferece, Hawaii, 2007.
- [13] Majji M., “*Robust control of redundantly actuated dynamical systems*”, Masters Thesis, Texas A&M University; 2006.
- [14] Neal D. A., Good M. G., Johnston C. O., Robertshaw H. H., Mason W. H., Inman D. J., “*Design and wind-tunnel analysis of a fully adaptive aircraft configuration*”, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Palm Springs, California, 2004.
- [15] Blondeau J., Richeson J., Pines D. J., “*Design, development and testing of a morphing aspect ratio wing using an inflatable telescopic spar*”, 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk, Virginia, 2003.
- [16] Joo J. J., Sanders B., Johnson T., Frecker M. I., “*Optimal actuator location within a morphing wing scissor mechanism configuration*”, Smart structures and materials: modeling, signal processing, and control, 2006.
- [17] Mestrinho, J. R., Felício, J. M., Santos, P., D., Gamboa, P. V., “*Design Optimization of a Variable-Span Morphing Wing*”, 2nd International Conference on Engineering Optimization, Lisbon, Portugal, 6 - 9 September, 2010,
- [18] Perkins D.A., Reed J.L., Havens E. “*Adaptive wing structures*”, Smart structures and materials: Industrial and commercial applications of smart structures technologies, 2004.

- [19] Marques, M., Gamboa, P., and Andrade, E., “*Design of a Variable Camber Flap for Minimum Drag and Improved Energy Efficiency*”, 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials (and co-located) Conferences, Palm Springs, California, USA, 2009.
- [20] Neal D. A., Good M. G., Johnston C. O., Robertshaw H. H., Mason W. H., Inman D. J., “*Design and wind-tunnel analysis of a fully adaptive aircraft configuration*”, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Palm Springs, California; 2004.
- [21] Mattioni F., Weaver P. M., Potter K. D., Friswell M. I., “*The application of thermally induced multistable composites to morphing aircraft structures*”, Industrial and commercial applications of smart structures technologies, 2008.
- [22] Joo J. J., Sanders B., “*Optimal location of distributed actuators within an in-plane multi-cell morphing mechanism*”, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2009.
- [23] Sofla A., Meguid S., Tan K., Yeo W., “*Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges*”, Materials and Design, Volume 31, Issue 3, March 2010, pp. 1284-1292.
- [24] - Braga, R., “*Projecto de Flape Contínuo Usando o Conceito de Rotating Rib*”, Dissertação de Mestrado, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2008/2009.
- [25] - Dubosc, L., 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.
- [26] - 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.
- [27] - Pope, R., “*Low-Speed Wind Tunnel Testing*”, John Wiley & Sons, Second Edition, United States of America, 1984, pp 300 – 318.
- [28] - Andrade, E., “*Projecto de um Perfil de Arqueamento Variável para um UAV de Vigilância*”, Projecto Final de Curso, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2006/2007.

Apêndices