

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

B. Pereira¹, P. Gamboa²

Universidade da Beira Interior, 6200-358 Covilhã, Portugal

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.

Nomenclatura

AAWC	Active Adaptive Wing Camber
CAD	Computer Aided Design
C_d	Coefficiente de Arrasto
C_{dmin}	Coefficiente de Arrasto Mínimo
CFD	Computational Fluid Dynamics
C_l	Coefficiente de Sustentação do Perfil
$C_{lmáx}$	Coefficiente de Sustentação Máximo
C_m	Coefficiente de Momento
$C_{m1/4c}$	Coefficiente de Momento Medido a 25% da corda
c_{modelo}	Corda do Modelo
D	Arrasto
e	Largura da Fenda
L	Sustentação
M	Momento de Arfagem
MAW	Mission Adaptive Wing
MACW	Mission Adaptive Compliant Wing
Re	Número de Reynolds
$Re_{med\ corr}$	Número de Reynolds Médio Corrigido
SMP	Shape Memory Polymer
UAV	Unmanned Air Vehicle
V	Velocidade
V_{modelo}	Volume do Modelo
$V_{med\ corr}$	Velocidade Média Corrigida
W	Peso da Aeronave
A	Ângulo de Ataque

I. 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.

¹ Estudante de Mestrado, Departamento de Ciências Aeroespaciais, barbarapereira99@gmail.com

² Professor Assistente, Departamento de Ciências Aeroespaciais, pgamboa@ubi.pt, Membro AIAA.

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 consequente aumento do desempenho da aeronave. 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.

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*, incluem-se a variação da torção ao longo da envergadura e da corda [7-12] mas a sua abordagem mais notável é a torção da asa. [13,14] A segunda categoria apresenta técnicas de manipulação da área da asa, tais como, aumento da envergadura [15-18] e do comprimento da corda [19,20] e abordagens para alteração do enflechamento da asa. [21,22] A última categoria engloba os projectos que alteram o perfil da asa [23], como a espessura, e que não alteram significativamente a sua curvatura.

II. Desenvolvimento do Modelo Experimental

A. Princípio da Curvatura Variável e o Conceito *Rotating Rib*

Quando uma aeronave opera fora de uma certa condição de voo para a qual foi optimizada, 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.

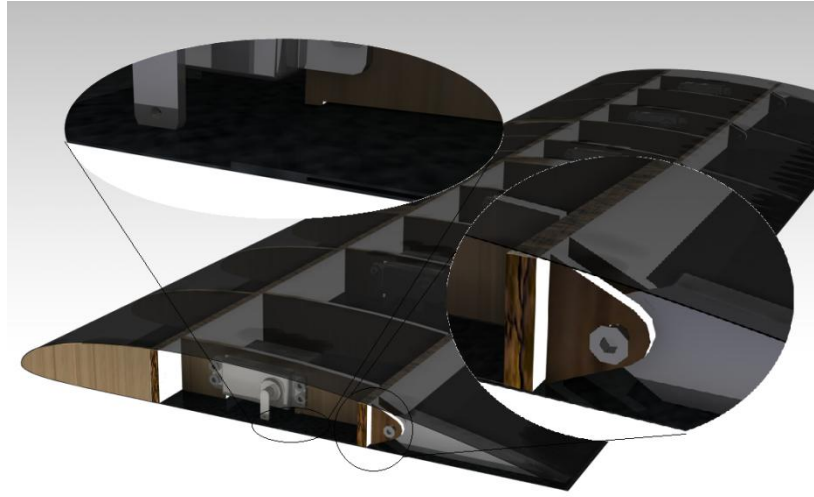


Figura 1. Modelo CAD (CATIA V5) do sistema adoptado para o flape contínuo com pormenores: disposição das cascas no extradorso (à esquerda) e linha de articulação contínua (à direita).

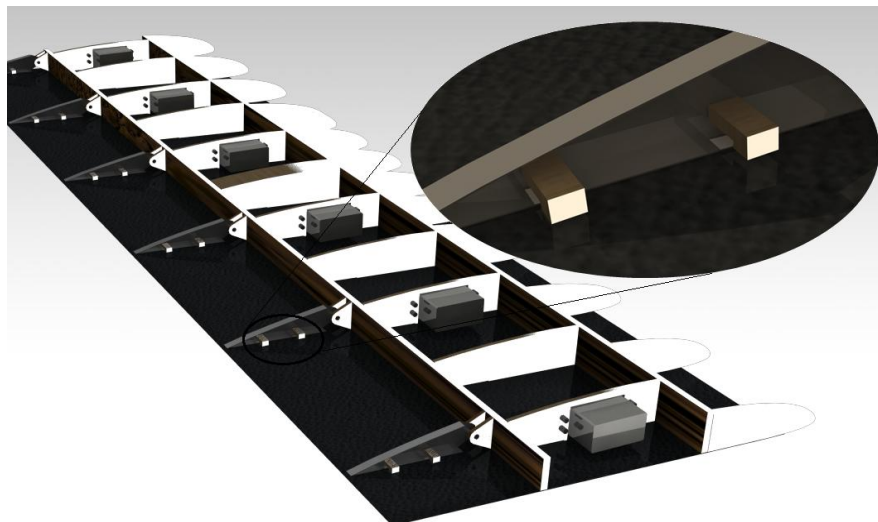


Figura 2. Modelo CAD (CATIA V5) da estrutura interna do flape contínuo; pormenor da nervura rotativa com as peças em L superiores a servirem de calhas para o deslize da casca.

B. Projecto e Construção

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 m². O sistema propulsivo é composto por um motor eléctrico *Flyware PowerREX 430-700* com 1221W e um hélice 13"x6" de passo fixo.

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 3 – Pormenor estrutural do modelo CAD (CATIA V5) da asa com o flape contínuo.

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.

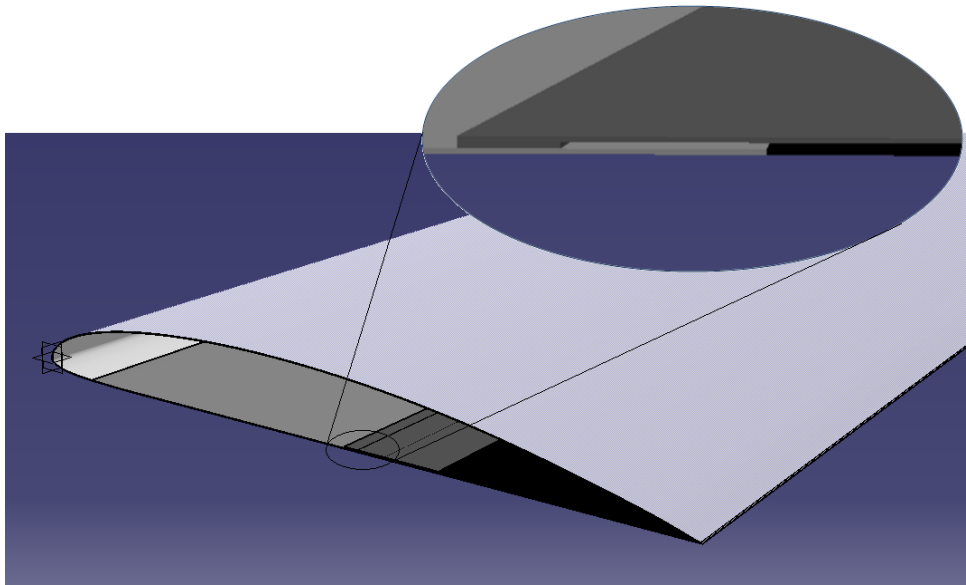


Figura4 – Representação em CAD das quatro cascas da asa; pormenor da ligação das cascas no intradorso.

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.

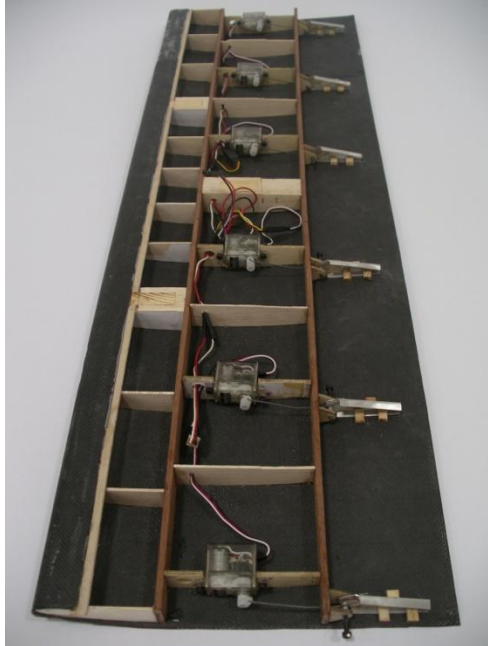


Figura 5 – Estrutura interna da asa com a casca do extradorso e o sistema de actuação.

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 kg.cm (353,034 Ncm) e uma velocidade de 0,05 s/60° 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.

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.

III. Resultados e Discussão

A. 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 F3 que possui um limite de 100N) eram excedidos.

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 a primeira velocidade de teste, ou seja, para o $Re_{médiorrigido}=250074$, para o caso da asa de flape contínuo e $Re_{médiorrigido}=251382$, para o caso da asa de flape convencional.

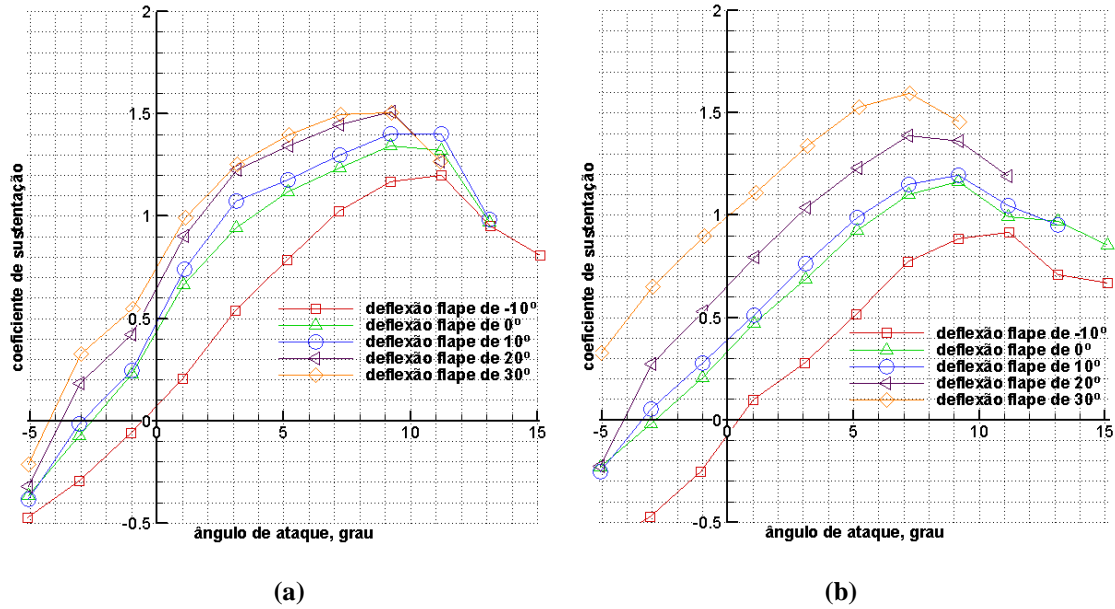


Figura 6. Resultados para o coeficiente de sustentação do perfil: (a) asa morphing, $Re_{médiorrigido}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{médiorrigido}=251382$.

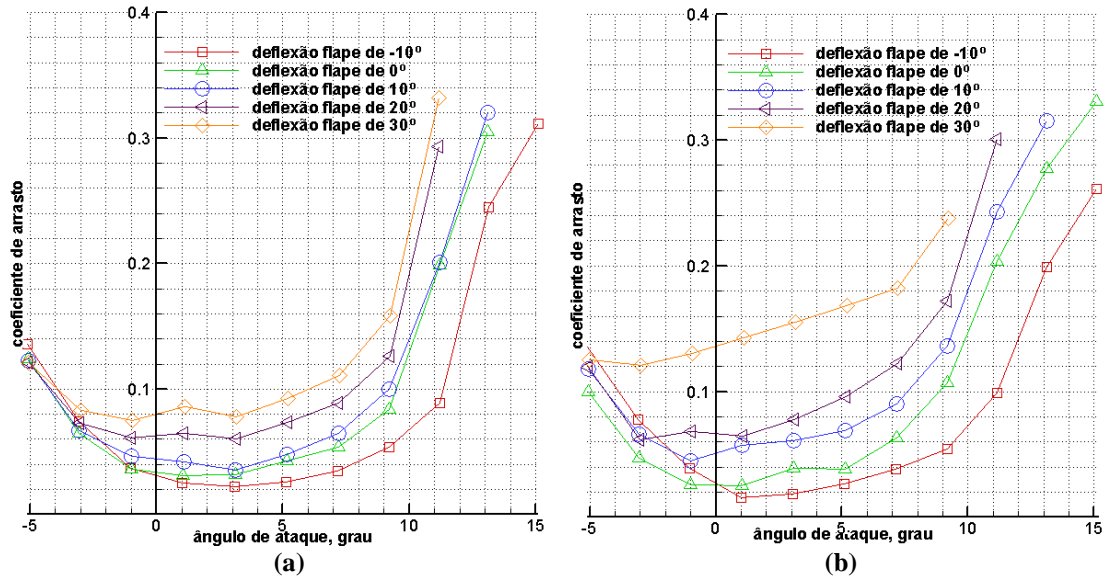


Figura 7. Resultados para o coeficiente de arrasto do perfil: (a) asa morphing, $Re_{médiorrigido}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{médiorrigido}=251382$.

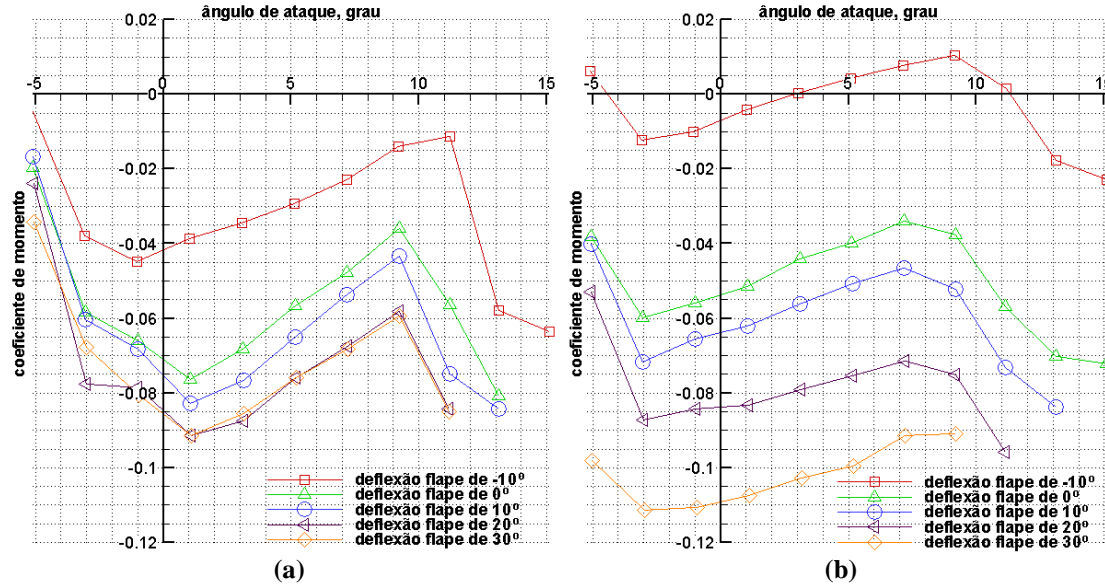


Figura 8. Resultados para o coeficiente de momento de arfagem do perfil: (a) asa morphing, $Re_{mediocorrigido}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{mediocorrigido}=251382$.

B. 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 da Figura 8 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, exibe uma sustentação superior comparativamente com o modelo de asa convencional. Neste caso, 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 a Figura 7 respeitantes aos resultados para o coeficiente de arrasto do perfil para os *Reynolds* em estudo.

A asa *morphing* apresenta um Cd , em geral, inferior à asa convencional. Esta diminuição do coeficiente de arrasto acentua-se para grandes deflexões do flape. Para esta velocidade, obtém valores inferiores entre 22% (na deflexão do flape de 20°) e 40% (na deflexão do flape de 30°). Esta tendência é contrariada para deflexões de flape de 0° e de -10° , em que o Cd_{min} 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 Cd idêntico à asa convencional, mas no caso de deflexões maiores, esta última asa já exibe valores de Cd bastante superiores. Por último, pode acrescentar-se que, o ângulo de ataque para Cd_{min} 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 Cd 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 da Figura 8, os valores em módulo apresentados da asa morphing são superiores aos da asa convencional (excepto para a deflexão do flape de 30°). As outras velocidades testadas seguem esta mesma tendência.

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 9, 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%.

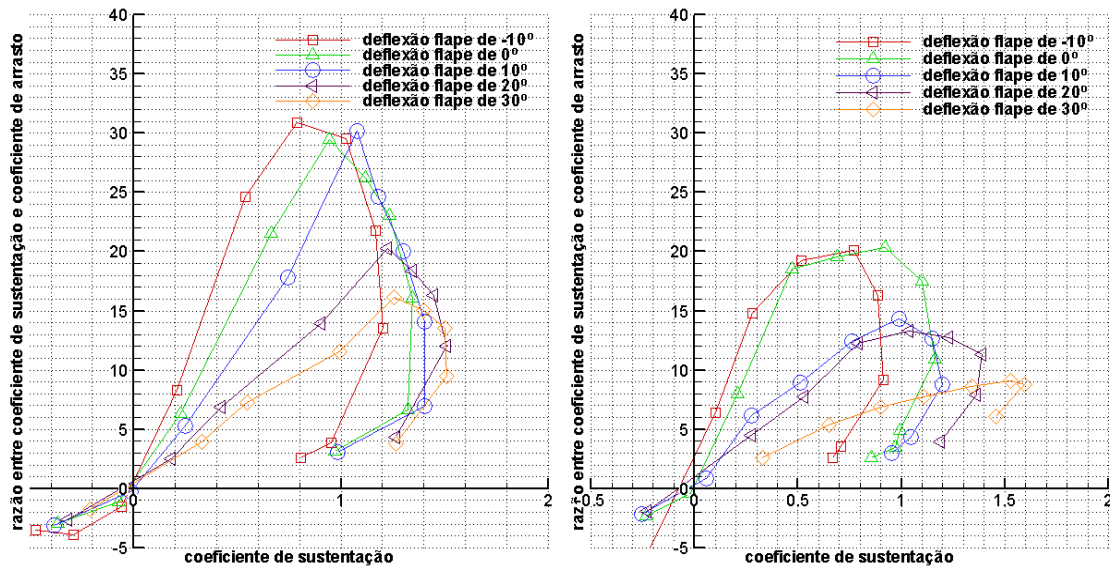


Figura 9. Resultados para a razão de planeio em função do coeficiente do sustentação: (a) asa morphing, $Re_{médiorcorrigido}=250074$ e (b) asa convencional, $Re_{médiorcorrigido}=251382$.

C. 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 actuearem 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 pensada 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 consequentemente 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.

IV. Sumário

A. 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 $Cl_{máx}$ 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 Cd_{min} é apenas promovida para deflexões de flape acentuadas (entre 10° e 30°) pois para deflexões negativas, a asa convencional consegue uma redução Cd_{min} superior. Este conceito produziu uma melhoria do desempenho efectivo tornando-o viável apesar da sua complexidade.

B. 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.

Referências

- [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 Conference, 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.