

UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR



UBI
Covilhã
Portugal

Estudo da actuação de um flap de curvatura variável para UAV's ligeiros

de

Marco Filipe Vieira Marques

Orientado por

Prof. Dr. Pedro Vieira Gamboa

em

Unidade de Ciências da Engenharia
Departamento de Ciências Aeroespaciais

27 de Julho de 2008

“Se eu vim mais longe, foi subindo aos ombros de gigantes. . .”

Newton

UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR

Resumo

Unidade de Ciências da Engenharia
Departamento de Ciências Aeroespaciais

Tese de Mestrado

por Marco Filipe Vieira Marques

O consumo energético dos vários sistemas a bordo dos UAV's (Unmanned Aerial Vehicles), em particular dos UAV's ligeiros, tem grande influência nos requisitos de potência instalada na aeronave. Com a necessidade de grandes autonomias de voo e da maximização da carga útil, os novos conceitos de melhoramento aerodinâmico das superfícies sustentadoras e actuação das superfícies de controlo serão tão mais vantajosos quanto menos energia necessitarem para a sua actuação. Assim, os novos conceitos de flaps ou ailerons, projectados com o intuito de maximizar a sua efectividade sem prejuízo da eficiência aerodinâmica também têm que ter requisitos de actuação com baixos consumos energéticos, baixo peso e complexidade aceitável. Este estudo vem assim culmar a necessidade de conhecer a eficiência energética de um flap de curvatura variável, para comparar com as eficiências energéticas de outros tipos de flaps.

UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR

Abstract

Unidade de Ciências da Engenharia
Departamento de Ciências Aeroespaciais

Master of Aeronautical Engineering

by Marco Filipe Vieira Marques

The energetic requirements of several systems on a board of *UAV's*, in particular light *UAV's*, has a major influence in the aircraft's installed power requirements. With the necessity of large range and payload maximization, the new concepts of aerodynamic improvement of high lift surfaces and control surfaces actuation are the more useful as the lower the power conception. Thus, the new concept of flap or aileron design with the intent of maximization of their effectivity without affecting their aerodynamic efficiency, also needs to have low power consumption, low weight and acceptable complexity. This study fills a gap in the need to know de energetic efficiency of a variable camber flap and comparing it to the energetic efficiency of other kinds flaps.

Agradecimentos

Uma dissertação, ainda que seja uma etapa solitária de um investigador, reúne contributos de várias pessoas. Desde o início contei com a confiança e o apoio de inúmeras pessoas. Sem esses contributos, esta investigação não teria sido possível.

Ao Professor Doutor Pedro Vieira Gamboa, orientador da dissertação, agradeço o apoio, a paciência, a partilha do saber e as valiosas contribuições para o trabalho. Acima de tudo, obrigado por me acompanhar nesta jornada e por estimular o meu interesse pelo conhecimento e pela vida académica.

Sou muito grato a todos os meus familiares, em especial pais e irmão, pelo incentivo que deram ao longo deste tempo. Aos amigos pelos sorrisos, conselhos e constantes amparos vitais. Uma palavra especial à Célia pelo imenso apoio, compreensão e carinho.

...

Dedicado aos meus pais.

Conteúdo

Resumo	v
Abstract	vii
Agradecimentos	ix
Conteúdo	xiii
Lista de Figuras	xv
Lista de Tabelas	xvii
Símbolos	xix
1 Introdução	1
1.1 Motivação	1
1.2 Conceito de Morphing	1
1.3 Flap de curvatura variável	6
1.4 Desempenho energético de um flap <i>Fowler</i>	8
1.5 Objectivos	10
2 Modelo matemático	11
2.1 Teoria não permanente do perfil delgado	11
2.1.1 Componente quase-estável	14
2.1.2 Componente de massa-aparente	17
2.1.3 Componente de efeito de esteira	18
2.2 Aplicação da teoria a uma superfície de controlo	18
3 Estudo computacional	23
3.1 Nota introdutória	23
3.2 Descrição do Programa <i>ThinAirfoil</i>	23
3.2.1 Geometria da linha de curvatura para os vários tipos de flap	24
3.2.1.1 Flap simples	24
3.2.1.2 Flap contínuo	24
3.2.1.3 Flap de curvatura variável	25

3.2.2	Implementação computacional do <i>ThinAirfoil</i>	27
3.2.2.1	Descrição da rotina <i>funtions</i>	28
3.2.2.2	Descrição da rotina <i>maths</i>	28
3.2.2.3	Descrição da rotina <i>main</i>	29
3.3	Resultados numéricos e discussão	31
4	Estudo experimental	35
4.1	Nota introdutória	35
4.2	Descrição da experiência	35
4.3	Projecto e construção dos modelos	36
4.3.1	Sistema electromecânico para o flap de curvatura variável	36
4.3.2	Sistema electromecânico e perfil para o flap simples	40
4.3.3	Recolha de dados	44
4.3.3.1	Aquisição de dados	46
4.3.4	Metodologia dos testes	46
4.4	Resultados experimentais e discussão.	49
4.5	Comparação de custo, peso e complexidade	55
5	Conclusões e trabalhos futuros	57
5.1	Sumário	57
5.2	Contribuição para o estado da arte	57
5.3	Conclusões	58
5.4	Trabalhos futuros	59
	Bibliografia	61

Lista de Figuras

1.1	Wright B Flyer - www.aeronautics.ru	3
1.2	Avião bombardeiro B-1B - www.wikimedia.org	4
1.3	UAV MFX-2- www.nexgenwind.com	5
1.4	Biplano RAF se-4a- www.biplaneflight.co.uk	6
1.5	Primeira asa de curvatura variável- www.ntrs.nasa.gov	7
1.6	Vários tipos de flaps- www.aerospaceweb.org	8
2.1	Distribuição da potência num actuador em geral	13
2.2	Exemplo da separação de W em W_+ e W_-	15
2.3	Variação de β com o tempo e suas derivadas	19
3.1	Geometria da linha de arqueamento do flap simples	24
3.2	Geometria da linha de arqueamento do flap contínuo	25
3.3	Flap com $11,24^\circ$ de deflexão	25
3.4	Geometria da linha de arqueamento do flap de curvatura variável	27
3.5	Comparação de $C_{W\alpha}$ requerido para os vários tipos de flap.	32
3.6	Forma da deflexão para os vários tipos de flap	33
3.7	Distribuição da carga ao longo do flap	33
3.8	Comparação de $C_{W\alpha}$ para o flap de curvatura variável, para $\tau =0$ e $\tau=30$	34
4.1	Servo-motor Futaba 3003.-Ref: www.monaromodels.com	36
4.2	Ilustração I do flap de curvatura variável.	36
4.3	Ilustração II do flap de curvatura variável.	37
4.4	Ilustração III do flap de curvatura variável.	37
4.5	Foto I do flap de curvatura variável.	38
4.6	Foto II do flap de curvatura variável ,pormenor do flap.	38
4.7	Foto III flap de curvatura variável, pormenor da calha.	39
4.8	Foto IV do flap de curvatura variável, instalação no túnel de vento.	39
4.9	Ilustração I do sistema do flap simples.	40
4.10	Ilustração II do sistema do flap simples.	41
4.11	Ilustração III do flap simples.	41
4.12	Foto I do flap simples.	42
4.13	Foto II flap simples, pormenor do flap.	42
4.14	Foto III do flap simples, instalação no túnel.	43
4.15	Foto IV do flap simples , pormenor do sistema.	43
4.16	Placa ssc32.	44
4.17	Placa de aquisição de dados.	44
4.18	Ilustração do circuito.	45

4.19	Foto do circuito.	45
4.20	Tratamento de dados em LABVIEW	47
4.21	Gráfico de calibração da velocidade no túnel de vento	48
4.22	Teste com flap de curvatura variável, $k=3$ e velocidade de $15m/s$ e $\tau = 30$	49
4.23	Energia ao longo do tempo para flap de curvatura variável, $k=3$, flap acoplado	50
4.24	Teste para flap simples, $k=3$ e velocidade de $15m/s$ e $\tau = 30$	50
4.25	Energia ao longo do tempo para flap simples, $k=3$, flap acoplado	51
4.26	Testes para flap de curvatura variável, $\tau = 1$, $k=3$ e velocidade $20m/s$. . .	53
4.27	Comparação de C_{Wa} requerido para o flap simples e o de curvatura variável	54

Lista de Tabelas

4.1	Cálculo de C_{W_a} para $\tau = 30 - a)$	51
4.2	Cálculo de C_{W_a} para $\tau = 30 - b)$	52
4.3	Cálculo de C_{W_a} para $\tau = 30 - c)$	52
4.4	Cálculo de C_{W_a} para $\tau = 1, k=3$ e velocidade de 20m/s.	53
4.5	Variação de ΔC_L com k	54

Símbolos

$A_{n,b}$	Coeficientes de Fourier definidos nas equações 2.15, $n=1,2,\dots$
c	Corda do perfil.
$C_{L,n}$	Coeficiente de sustentação, $n=0,1$ e 2 corresponde aos termos quase-estável, massa-aparente e efeito de esteira.
$C_{M,n}$	Coeficiente de momento a $1/4$ da corda, n representa os termos definidos para C_L .
C_E	Coeficiente de potência necessário para vencer as forças aerodinâmicas.
C_{Ea}	Coeficiente de potência necessário para a potência que entra no actuador definido nas equações 2.36.
C_{Wa}	Coeficiente de trabalho de entrada no actuador.
D	Força de arrasto.
E	Energia cinética dissipada pelo escoamento por unidade de tempo.
k	Razão entre a sustentação inicial e a variação da sustentação definido na equação 2.40.
P	Potência necessária para vencer as forças aerodinâmicas.
P_a	Potência que entra no actuador definido na equação 2.7.
Q_n	Termos Q definidos nas equações 2.35.
q	Pressão dinâmica.
t	Tempo.
t_0	Tempo até P ser 0 , visível na figura 2.2.
t^*	Tempo até ao fim do movimento não permanente.
$T_{a,b}$	Distribuição da carga aerodinâmica definida nas equações 2.18, $a=0$ e 1 corresponde aos termos quase-estável e massa-aparente e $b=s$ ou d corresponde às condições fronteira definidas nas equações 2.13.
$K_{a,b}$	Componente do coeficiente de sustentação da equação 2.41, a definição dos subscritos é a mesma que para $T_{a,b}$.
U	Velocidade do escoamento.
W	Trabalho necessário para vencer as forças aerodinâmicas.
W_a	Coeficiente de trabalho de entrada no actuador.
x	Distância ao longo da corda do perfil.

x_b	Posição do eixo de rotação do flap.
β	Define a variação no tempo da forma da linha de curvatura.
χ	Função da distribuição da carga definido na equação 2.19.
δ	Função de Dirac.
ΔC_p	Coefficiente de carregamento não permanente.
ΔH	Altura de coluna de água.
η	Constante do actuador definido na equação 2.7.
θ	Coordenada polar ao longo da superfície do perfil definido nas equações 2.15.
τ	Tempo adimensional definido na equação 2.11.
τ_0	Tempo adimensional para $P = 0$ equivalente a t_0 da figura 2.2.
τ^*	Tempo adimensional que define o fim da entrada em rampa da figura 2.3.
ψ	Função da linha de curvatura média.

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação

Todas as aeronaves são optimizadas para condições de voo específicas, com o menor arrasto e o melhor desempenho. Quando uma aeronave opera fora dos pontos de projecto, o seu desempenho sofre grandes declínios. A capacidade de adaptação das formas aerodinâmicas de uma aeronave para optimizar o seu envelope de voo sempre foi desejável. Este é, sem dúvida, um objectivo importante para qualquer projectista, o que o mantém motivado para investigar novos conceitos. É nesse sentido que este trabalho se foca, usando a alteração da linha de curvatura com servo-motores que actuam sobre o flap de curvatura variável, pretendendo-se comparar a sua eficiência energética com um flap contínuo e um flap simples. O flap de curvatura variável foi construído por Andrade na Universidade da Beira Interior em 2007 [1], no âmbito de um projecto que tinha como objectivo estudar as vantagens aerodinâmicas de um modelo de um perfil totalmente inovador com um flap de curvatura variável para reduzir o arrasto em velocidades abaixo da velocidade de cruzeiro. Para isso utilizou uma nova ferramenta computacional de nome *Morphing Wing* concebida por P.Gamboa em 2007 [2] que permite calcular as características aerodinâmicas e efectuar a optimização de um perfil (caso bidimensional) e/ou uma asa finita (caso tridimensional). Para comparar os valores numéricos com valores práticos, Andrade ensaiou o modelo do perfil com flap no túnel de vento do Departamento de Ciências Aeroespaciais (DCA).

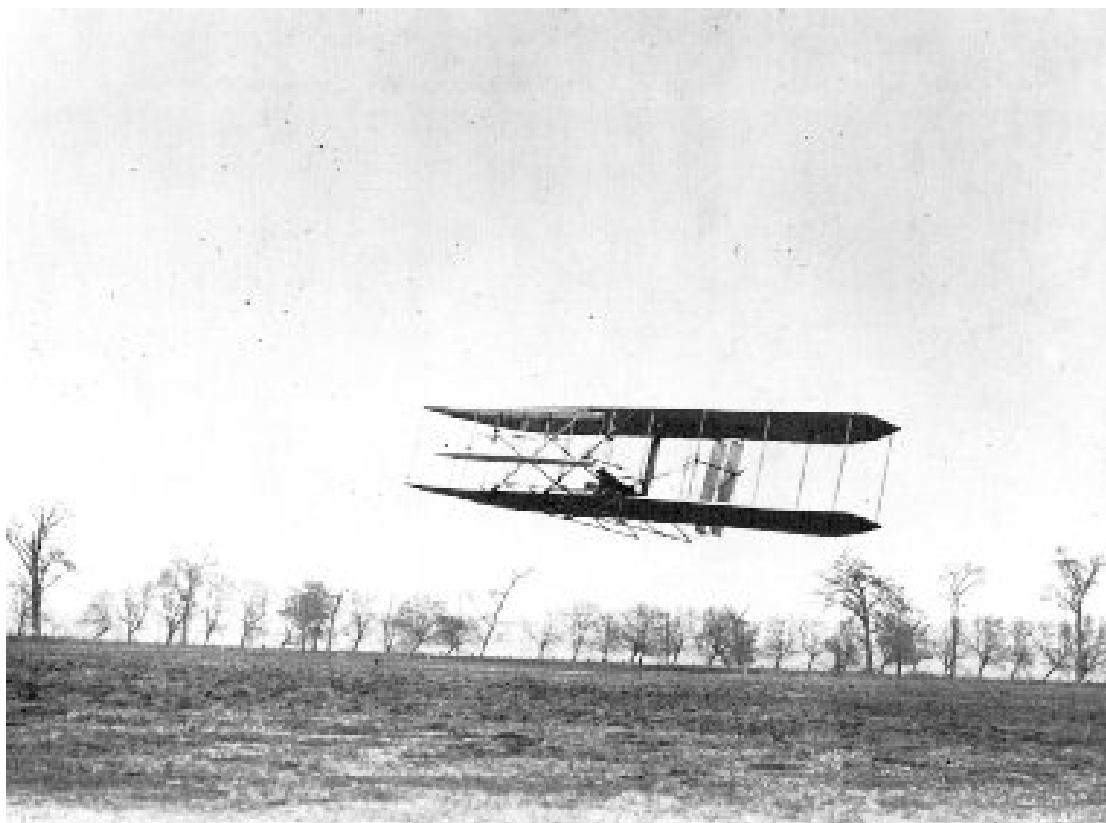
1.2 Conceito de Morphing

Desde os anos 80 que os *UAV's* (*Unmanned Air Vehicles*), têm sido desenvolvidos pela *US. Air Force*, *US. Navy* e *DARPO* (*Defense Airbone Reconnaissance Office*). Estes

projectos tinham como objectivo ajudar no combate aéreo, terrestre e marítimo. Desde então que muitas configurações têm sido propostas para várias missões de reconhecimento, patrulhamento, identificação do alvo, busca e salvamento. Estes veículos são tipicamente projectados para desempenhar um tipo de missão como reconhecimento, combate, patrulhamento e nunca as várias em simultâneo. Apesar de muitas das actuais plataformas operacionais terem dado aos militares uma vantagem no campo de batalha, o pleno potencial do UAV ainda está a emergir como é evidenciado pelo sucesso da *General Atomic Predator* no Afeganistão e no Iraque. Novas vantagens tácticas dos UAV's têm sido desenvolvidas desde a consciência situacional até à segurança em cidades e apoio logístico. Prevê-se que tais agentes autónomos contribuirão para uma nova era na luta contra a insegurança civil e conflitos militares.

Espera-se que no futuro estes veículos venham a desempenhar várias missões usando uma só plataforma. Para satisfazer esta capacidade, o conceito de *morphing* foi proposto para alargar a capacidade de cada plataforma. Este conceito requer o desenvolvimento de estruturas que podem sofrer grandes mudanças na geometria. Além disso, esses veículos devem ter controlo na escolha de cada geometria e manter a estabilidade em voo. Apesar da aparente complexidade da *morphing* de uma aeronave, a natureza tem evoluído fazendo voar milhares de animais (*insectos, aves, . . .*) que realizam rotineiramente missões muito difíceis. Observações experimentais de biólogos revelam que as aves do tipo falcão são capazes de planar usando correntes térmicas até detectarem uma preza. Aí, alteram morfologicamente o seu aspecto, assemelhando-se a um avião de caça, e investem sobre a preza indefesa, sem capacidade de resposta perante tão desenvolvido predador. A esmagadora superioridade destes predadores voadores é o ponto de partida para os UAV's de *morphing*. Um dos factores cruciais para esta evolução é a habilidade de gerar sustentação e manobrabilidade mais eficiente durante a mudança de geometria. Outro factor, não menos importante, é a capacidade de armazenar e gerar energia de forma mais eficiente do que as máquinas já feitas pelo Homem. A vantagem de maior relevo é a capacidade que uma aeronave *Morphing* tem para se transformar em múltiplas geometrias, tornando-se capaz de desenvolver múltiplas missões. Outra vantagem não menos fulcral provem do facto que uma aeronave *Morphing* é sem dúvida aerodinamicamente eficiente, devido à capacidade de mudar a sua forma em pleno voo, permitindo adaptar-se a diferentes condições de voo.

O DARPA, (*Dpart. Aeroespacial da Universidade de Maryland*) iniciou em 2002 o projecto *Morphing Aircraft* com: linha de curvatura, enflechamento e razão de aspecto variável. A variação da linha de curvatura pode ser usada não apenas para controlar um avião, mas também para melhorar o seu voo, por influenciar directamente a quantidade de sustentação e arrasto produzido pela asa.

FIGURA 1.1: Wright B Flyer - www.aeronautics.ru

O conceito de uma asa do tipo *morphing* não é recente, no último século a maioria dos aviões já usavam alguma forma de mecanismo adaptativo na asas. Aliás, a análise do efeito que a introdução desse tipo de mecanismos teve na aviação permite extrapolar e prever o impacto que os novos mecanismos adaptativos virão a ter na aviação. Um bom exemplo é o uso dos flaps, existentes na maioria dos aviões actuais que permitem que uma asa, que é concebida para o voo de cruzeiro, aumente a sua curvatura melhorando assim o seu desempenho nas manobras de descolagem e aterragem.

As aeronaves sempre foram adaptativas de uma forma ou de outra e a historia aeroespacial é rica em inovações tecnológicas. Por exemplo, os irmãos *Wright* usaram uma asa com torção e dispositivos sustentadores adaptativos, para controlar o *Wright Flyer* ilustrado na figura 1.1. Ao aumentar a velocidade da aeronave, a rigidez da asa aumenta, para prevenir a instabilidade aeroelástica.

Outros modos de controlo de forma, para melhorar o desempenho da aeronave, são os trens retrácteis e flaps, por exemplo. Estes sistemas foram bem sucedidos e usados na maioria das aeronaves de hoje em dia. Sistemas análogos de controlo de forma são o enflechamento das asas, as mudanças da linha de curvatura e o diedro. O enflechamento pode ser mudado durante a missão da aeronave, como é o caso do F-14 ou do B-1B da figura 1.2, para se adaptar melhor às condições circundantes. Recentemente, devido ao

grande impulso tecnológico a nível de materiais com capacidades nunca antes vistas, estas adaptações têm sido pensadas de forma revolucionária.

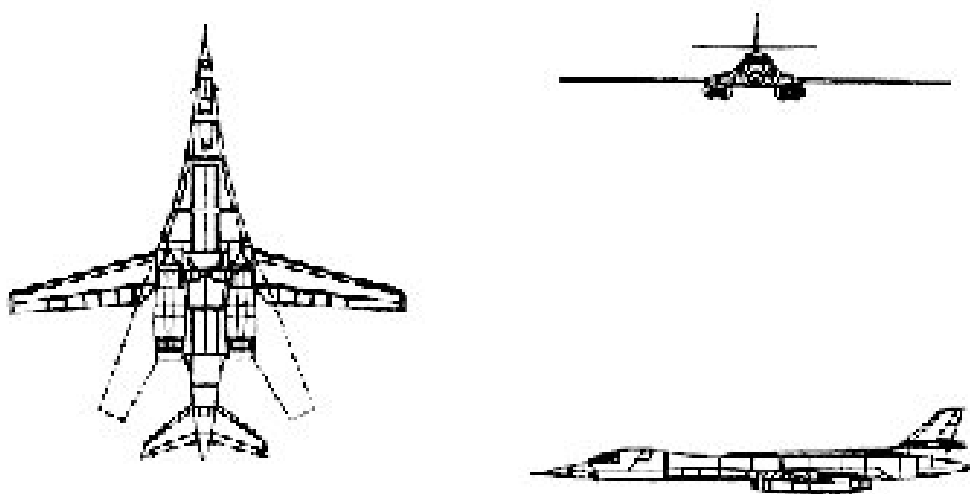


FIGURA 1.2: Avião bombardeiro B-1B - www.wikimedia.org

O *Morphing aircraft* resume-se num conceito multidisciplinar, que consiste no uso inovador de actuadores e mecanismos que mudam a sua forma em pleno voo para se adaptar a uma missão concreta com aumentos substanciais no desempenho da aeronave. *Morphing aircraft* na maior parte das vezes traduz-se em sistemas que requerem alta tecnologia, como por exemplo sistemas electromagnéticos, para manipular a geometria ou outras características ditas críticas para uma dada missão, no solo ou em pleno voo, para adaptar a aeronave ao ambiente circundante e ao objectivo da missão. As aeronaves modernas já possuem sistemas que lhes permitem mudar de uma missão para outra desempenhando-a melhor. O exemplo mais simples é o uso de flaps de descolagem e aterragem que permite à aeronave de transporte operar em aeroportos que possuam pistas mais curtas, mas ainda assim ter velocidades de cruzeiro elevadas. A vantagem de usar este tipo de *Morphing* é a diminuição no combustível consumido quando uma pequena asa é usada para voos de alta velocidade, e que se queira, muito eficiente. O custo de um sistema deste tipo tem de ser sempre expresso em peso, complexidade e custo. As mudanças, tipo *Morphing*, podem estar relacionadas com a necessidade de efectuar grandes rotas a altas velocidades, ou quando as características furtiva ou camuflada não são necessárias durante toda a missão.

FIGURA 1.3: UAV MFX-2- www.nexgenwind.com

O *Morphing* não pode, no entanto, ser usado em todas as missões ou sistemas. É necessário identificar muito bem onde o *Morphing* é, ou não, benéfico para a missão requerida para uma dada aeronave. Pesquisas no campo de materiais termicamente activados que possuem memória, *thermally activated shape memory alloys (SMAs)*, polímeros com memória, *shape memory polymers (SMPs)*, compósitos e ligas flexíveis têm sido efectuados e permitindo grandes avanços no conceito *Morphing*. No entanto, para usar tais materiais tem de se ter a certeza que são economicamente compensatórios. Por isso, testes em UAV's têm sido realizados para reduzir custos e riscos envolvidos. O *Morphing* também na área de UAV's tem-se demonstrado muito útil como já foi referido. Com o aumento da necessidade de vigilância de inúmeras situações, de monitorizações de variados ambientes e no âmbito militar, o uso de UAV's tem vindo a aumentar grandemente. Sendo um UAV uma aeronave que tem de transportar o maior peso possível em instrumentos e afins e tendo a necessidade de ter uma grande autonomia, é necessário que seja muito eficiente e que consuma o menos possível. O uso de materiais inteligentes tem vindo a ser implementado nos UAV's [3]. O caso do MFX-2 da figura 1.3 é elucidativo disso, mas ainda assim é um UAV que tem um orçamento na ordem de milhares de euros.

Uma aeronave do tipo *Morphing* tem de possuir sistemas ligeiros e muito eficazes que beneficiem a missão para a qual foi projectada. No entanto, a componente económica está sempre presente e se fosse possível construir sistemas, como o demonstrado neste estudo, que não tendo a eficiência de um sistema *Morphing*, se aproxime muito da eficácia deste, seria o ideal.

1.3 Flap de curvatura variável

A aviação em geral tem vindo a utilizar cada vez mais veículos aéreos não tripulados para variadas missões, desde espionagem militar, a vigilância de incêndios, passando também pela investigação da atmosfera e missões de busca entre outros fins. Um *UAV*, em regra geral, é uma aeronave de reduzidas dimensões em comparação com uma aeronave comum, o que possibilita condições de operacionalidade mais económicas e flexíveis. O grande avanço ao nível de materiais inteligentes [4] facilita cada vez mais a actuação destes veículos a distâncias e altitudes cada vez maiores, o que os torna mais aptos a realizar certos tipos de missões, em comparação com aeronaves tripuladas que, além de todos os dispositivos, têm de levar o material de ajuda à tripulação. Em casos de missões de curto alcance, o investimento gasto num desenvolvimento de um *UAV* pode ser substancialmente inferior ao de uma aeronave tripulada, daí a sua aplicação ser muito mais rentável e apelativa.

Os dispositivos de hiper-sustentação, como os flaps por exemplo, foram introduzidos não muito depois do primeiro voo em 1903 [5]. Os ailerons, desenvolvidos em 1908, foram os primeiros tipos de flaps utilizados para fornecer controlo lateral do avião. Os flaps propriamente ditos foram introduzidos pela primeira vez em 1914 com o biplano *British SE-4 1.4*, mas foram raramente utilizados porque o aumento no desempenho foi mínimo.

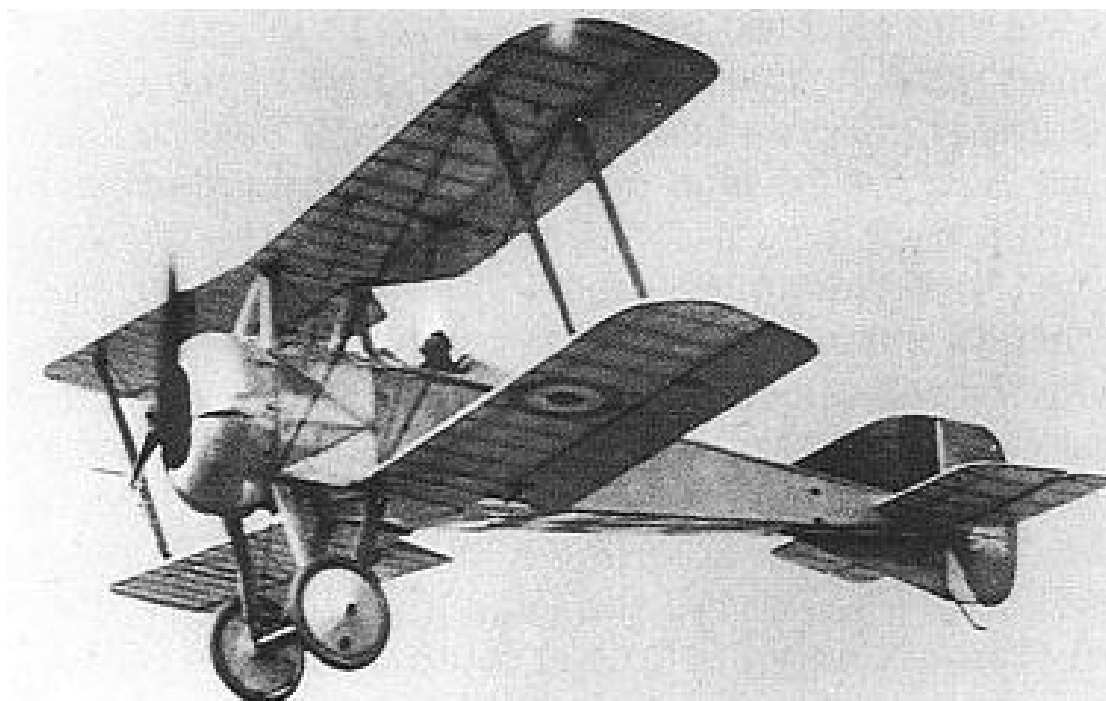


FIGURA 1.4: Biplano RAF se-4a- www.biplaneflight.co.uk

Em 1920, a *National Advisory Commitee for Aeronautics* [6] definiu o conceito de asa de curvatura variável da figura 1.5. Ainda não houve qualquer outra literatura sobre

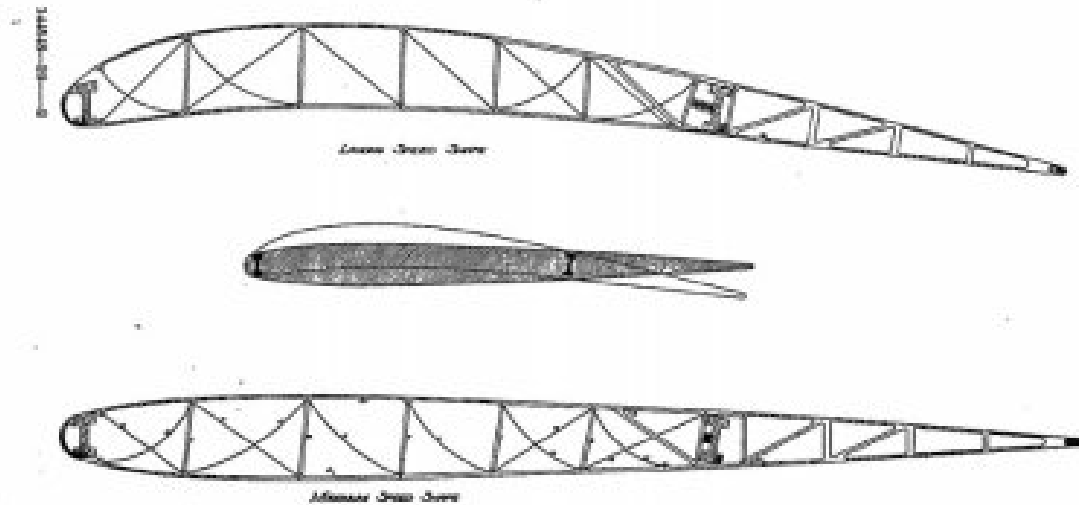
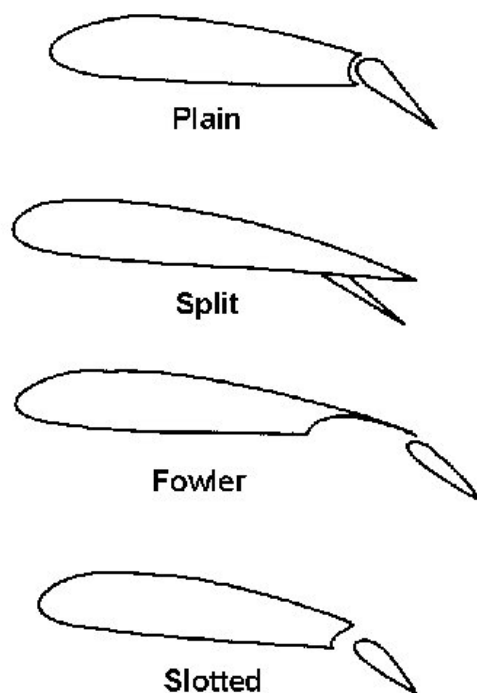


FIGURA 1.5: Primeira asa de curvatura variável- www.ntrs.nasa.gov

a investigação do perfil de *Parker* devido à ineficiência deste. Entre 1916 e 1926, a *Sopwith Baby Incorporated* [7] desenvolveu um flap de bordo de fuga que deflectia automaticamente a baixas velocidades, via uma conexão que havia com a estrutura da asa e, que recolhia quando o escoamento em torno da asa acelerava. A *Dayton Wright Aircraft and Army Air Service Engineering* desenvolveu um mecanismo semelhante para actuar numa asa adaptativa e em 1934 *Westland Lysander* introduziu no perfil, treliças cruzadas que comunicavam com o flap de bordo de fuga [8].

Estudos anteriores, demonstraram que a curvatura variável de uma asa é benéfica para o desempenho da aeronave. Esta permite modificar a forma do perfil sem que a superfície seja afectada, alterando o coeficiente de sustentação sem que o coeficiente de arrasto seja muito penalizado. Este aspecto, faculto o cruzeiro eficiente com uma asa de menores dimensões e uma baixa velocidade de perda com o aumento da curvatura. A ideia permaneceu até *Orville Wright* e *J.M.H. Jacobs* inventarem o *split flap* em 1920. Consistia numa secção em charneira sobre o bordo de fuga na parte inferior da asa como é mostrado na figura 1.6, que ajudou o avião a descer em direcção à pista num ritmo acentuado devido ao aumento do arrasto [9]. Vários anos após os flaps terem sido apresentados, a ideia de "*slotted wing*", que consiste numa longa fenda

FIGURA 1.6: Vários tipos de flaps- www.aerospaceweb.org

longitudinal no bordo quer de fuga quer de ataque, foi investigada simultaneamente por dois alemães que trabalharam individualmente, chamados *Lachman* e *Mader* e por uma equipa britânica denominada *Handley Page Firm*. Esta investigação mostrou que a sustentação da asa pode ser aumentada devido ao corte na asa, mas o arrasto também aumentava. Em meados dos anos 20, *Harland D. Fowler* desenvolveu o flap que é hoje chamado de "*Fowler flap*". Este flap demonstra ser bastante eficiente, mas de construção complexa. O *double-slotted flap* que é mais simples e mais leve que um flap *Fowler*, foi inventado mais tarde em 1937 por uma companhia italiana de nome *Piaggio*. O desenvolvimento de dispositivos tanto no bordo de fuga como no bordo de ataque veio aumentar enormemente o desempenho das aeronaves mais modernas. Alguns dos flaps acima mencionados estão ilustrados na figura 1.6.

1.4 Desempenho energético de um flap *Fowler*

Uma questão importante ao conceber este tipo de sistema é evitar o aumento de peso. Para uma mudança da forma da asa o actuador faz o trabalho requerido para deformar a superfície enquanto nele actuam forças aerodinâmicas. É então necessário determinar

a deformação da linha de curvatura que requer menor trabalho do actuador permitindo que este faça a transformação de forma eficiente [10]-[11].

Muitos trabalhos foram realizados para determinar as vantagens do uso de asas com curvatura variável. Variações na forma da asa de um avião para facultar boas capacidades e desempenho aerodinâmicos para muitos tipos de condições diferentes são os objectivos do projecto *Morphing aircraft*. O facto de poder modificar-se a geometria da asa sem se perder demasiada eficiência por si já é aliciante. Por outro lado, à semelhança das superfícies de alta sustentação convencionais, pode obter-se um cruzeiro eficiente com uma asa pequena ao mesmo tempo que se consegue uma baixa velocidade de perda com o aumento da curvatura do perfil. Mas o desenvolvimento dos materiais inteligentes está pouco amadurecido, não podendo desde já contar-se com a sua utilização. A energia necessária para mover a superfície do perfil é um dos grandes motivos de estudo neste trabalho, mas para fazer tal tipo de estudo é necessário recorrer a teorias pouco convencionais. Osborne [23] desenvolveu uma teoria para o caso não permanente do perfil delgado. Este estudo de Osborne é restrito à condição:

$$\left(\frac{\epsilon}{\beta^2}\right) < 1 \quad (1.1)$$

Onde ϵ é $\left(\frac{1}{2\pi}\right)$ multiplicado pelo número de *Mach*. A finalidade desta teoria é disponibilizar equações mais simplificadas para o estudo analítico das forças aerodinâmicas. Para sumariar o trabalho realizado por Osborne, note-se que este desenvolveu as expressões simplificadas para as forças aerodinâmicas actuantes numa superfície sustentadora bidimensional sujeita a um upwash não permanente. O estudo de Jonhson et al. [24] permitiu obter os requisitos energéticos de dois tipos de flaps, um de curvatura variável e um flap contínuo. Tendo em conta a posição do eixo de rotação, a localização da curvatura inicial do flap e a localização do curvatura máximo. Esse estudo demonstra que a energia necessária para passar de um escoamento sustentador permanente para não permanente, é infinita. Tal facto resulta da dependência L/t , onde L é a sustentação e t o tempo, do arrasto não permanente quando t tende para infinito. O facto da energia ser infinita para produzir uma mudança na sustentação faz com que qualquer tentativa para minimizar a energia perdida seja inválida. A componente instável do arrasto para a maioria dos valores de t torna-se insignificante para a energia requerida por uma aeronave. Do ponto de vista prático é aceite que a energia infinita necessária para vencer a componente instável do arrasto seja ignorada. Para uma determinada mudança na forma da linha de curvatura ao longo de um trajecto definido entre $t = 0$ e $t = t^*$, a

energia total necessária para vencer as forças aerodinâmicas define-se por:

$$W = \int_0^{t^*} P(t) dt \quad (1.2)$$

onde t^* é o tempo que caracteriza o movimento não permanente e P é a potência.

O trabalho necessário para vencer as forças aerodinâmicas para produzir mudanças na sustentação através da deformação da linha de curvatura depende significativamente da sustentação inicial do perfil. Um flap contínuo necessita significativamente de menos energia que um flap convencional para produzir uma mudança na sustentação. Considerando variações positivas e negativas da sustentação, um perfil de curvatura variável é energeticamente mais eficiente quando deflece para baixo do que quando deflece para cima. Desta forma este trabalho tem como finalidade comparar as necessidades energéticas de um flap de curvatura variável com um flap simples e com um flap contínuo, implementando sistemas actuadores electromecânicos.

1.5 Objectivos

O objectivo deste trabalho é estudar os requisitos energéticos de um flap de curvatura variável para *UAVs* ligeiros, atendendo aos seguintes itens:

- Aplicação da teoria não permanente do perfil delgado para comparar os requisitos energéticos do conceito de flap de curvatura variável com o de flap simples convencional e flap contínuo;
- Implementação experimental de dois sistemas actuadores electromecânicos para um flap de curvatura variável e para um flap simples.
- Comparação quanto às necessidades energéticas, ao peso, à complexidade e ao custo dos dois sistemas.

Capítulo 2

Modelo matemático

2.1 Teoria não permanente do perfil delgado

Esta secção é baseada no artigo [24].

Para uma asa que se move num escoamento potencial e invíscido, a transferência de energia entre a asa e o fluído é conseguida durante o trabalho mecânico requerido para a asa se mover ou deformar, enquanto vence as forças exercidas pelo fluído. O balanço de energia é estabelecido matematicamente na seguinte equação da conservação de energia:

$$E = P + DU \quad (2.1)$$

onde P é a potência necessária para vencer as forças aerodinâmicas, D é a força de arrasto, U é a função corrente da velocidade ao longo do deslocamento e E é a energia cinética dissipada pelo escoamento por unidade de tempo. Para um perfil delgado num escoamento incompressível, os primeiros dois termos destes componentes são definidos por:

$$P(t) = - \int_0^c \Delta p(x, t) \left[\frac{\delta Z_c}{\delta t}(x, t) \right] dx \quad (2.2)$$

$$D(t) = - \int_0^c \Delta p(x, t) \left[\frac{\delta Z_c}{\delta x}(x, t) \right] dx - S(t) \quad (2.3)$$

onde Δp é o gradiente de pressão do perfil, Z_c define a linha de curvatura e S é a força de sucção do bordo de ataque.

Por simplicidade os efeitos viscosos são excluídos do balanço de energia, incluindo o arrasto de fricção em D e a dissipação da viscosidade em E . Está-se em condições de afirmar que, qualquer movimento não permanente de um corpo pode aumentar a energia do escoamento envolvente. A partir da equação 2.1 pode concluir-se que para

forçar o aparecimento de um movimento oscilatório, de um perfil delgado \vec{P} tem de ser positivo. Caso $\vec{P} < 0$ pode ser interpretado de duas formas diferentes. A primeira passa pelo facto do perfil possuir alguma forma de propulsão, através de um fluido. Assim alguma energia é tomada pelo fluido (que por definição se retrata em $\vec{P} < 0$), o que faz com que seja necessária mais energia para mover o perfil visto que pela equação 2.1 $\vec{E} < 0$ se $\vec{P} < 0$, $\vec{D} > -\vec{P} > 0$. Este caso basicamente pode ser interpretado como uma vibração, porque o escoamento fornece energia à estrutura. O segundo ponto é referente à situação de um perfil fixo oscilar num escoamento que sobre ele incide. Esta situação pode ser interpretada como uma forma de extracção de energia. A diferença entre os dois pontos de vista é que, no segundo caso não há energia gasta com a propulsão porque o escoamento, tal como o vento, tem a componente $D\vec{U}$ na energia. O gasto de energia em propulsão no momento das oscilações é sempre maior que a energia gerada porque $\vec{E} < 0$. Para os movimentos repentinos ou deformações de um perfil delgado, a consequência no balanço de energia aerodinâmica é significativamente diferente que o caso oscilatório. O caso oscilatório num movimento contínuo define-se por um valor médio num período de oscilação. Para o caso transiente o movimento não permanente termina num tempo descrito como t^* , enquanto que as forças aerodinâmicas continuam em mudança. Isto quer dizer que \vec{P} é zero mesmo depois de t^* , mas o arrasto não permanente continua a agir sobre o perfil, e consequentemente a energia continua a ser transferida para a esteira do escoamento. Para o caso transiente a componente da força aerodinâmica constante é muito significativa. Essa significância é entendida pelo facto de a energia necessária para passar de um fluxo sustentador estável para um instável ser infinita. Num perfil com uma sustentação inicial em movimento transiente, o escoamento tem a capacidade de transferir alguma da energia infinita que em si estava presente, para o próprio perfil. Se a sustentação inicial é zero, $\vec{E} > 0$ traduz-se na seguinte equação caso o escoamento não seja perturbado em $t = 0$:

$$\int_0^t E(t) dt > 0 \quad (2.4)$$

Para um dado valor finito da sustentação em $t = 0$, esta inequação não se mantém necessariamente. Outra consequência da energia requerida ser infinita quando se pretende uma mudança na sustentação, faz com que qualquer tentativa de minimizar a energia dissipada na esteira, para essa dita mudança, seja inválida. É relevante ter a noção que é necessário um tempo infinito para o arrasto não permanente transferir energia infinita para o escoamento. Logo torna-se evidente que a adição da componente estável do arrasto requer uma energia infinita.

As considerações práticas permitem afirmar que a componente instável do arrasto é insignificante, comparada com a componente estável, para a maioria dos valores de t .

Logo é claro que este arrasto instável é insignificante para a propulsão da aeronave. Por outro lado, a energia requerida para vencer as forças aerodinâmicas, e produzir alguma deformação da linha de curvatura, é finita e não é afectada pela adição da componente instável do arrasto. Logo, neste estudo, para ser mais prático, não se considera a componente instável do arrasto.

As forças estruturais que estão presentes em qualquer dispositivo que seja do tipo *Morphing*, são as forças que deformam a forma do perfil. As forças de fricção podem ser agrupadas na categoria de forças estruturais que são aplicadas por exemplo na articulação de qualquer flap. As forças inerciais estão presentes em qualquer dispositivo mas são insignificantes quando comparadas com as aerodinâmicas e as estruturais.

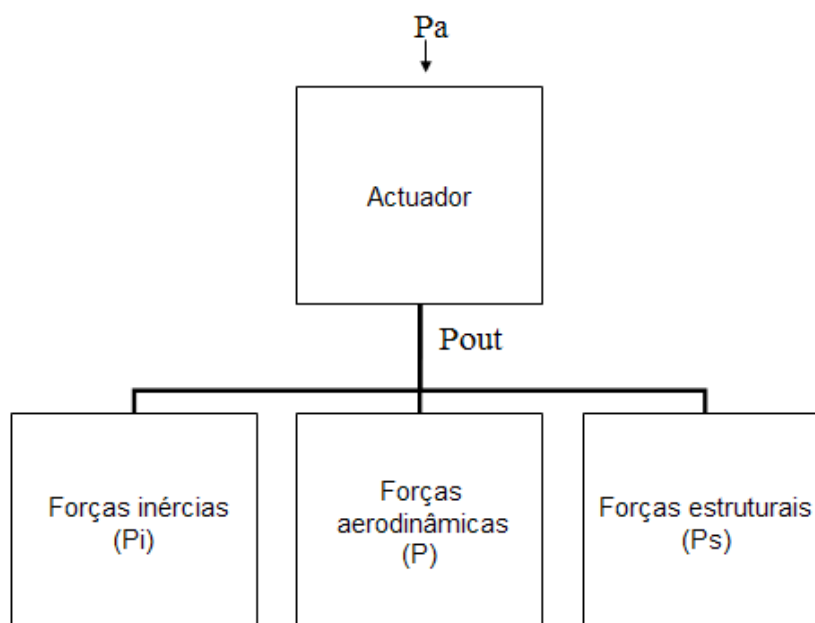


FIGURA 2.1: Distribuição da potência num actuador em geral

A figura 2.1 ajuda a perceber a potência necessária ao actuador para movimentar um dispositivo de qualquer perfil. Esta figura foca-se na energia necessária para vencer as forças aerodinâmicas (P), portanto P_{out} é assumido como sendo igual a P . Para uma determinada mudança na forma da linha de curvatura ao longo de um trajecto definido entre $t = 0$ e $t = t^*$, o trabalho total necessário para vencer as forças aerodinâmicas define-se por :

$$W = \int_0^{t^*} P(t) dt \quad (2.5)$$

Como é assumido que a potência que entra no actuador é Pa a equação 2.5 vem:

$$W_a = \int_0^{t^*} Pa(t) dt \quad (2.6)$$

As equações 2.5 e 2.6 são definidas separadamente para cada actuador. O valor de P necessário para cada actuador é distinguido pelo termo $\frac{dZ_c}{dt}$ da equação 2.2. Pode, assim, definir-se um modelo matemático que descreve a distribuição da potência no sistema actuador-perfil :

$$\begin{aligned} \text{para } P_{out} \geq 0, Pa &= P_{out} \\ \text{para } P_{out} \leq 0, Pa &= \eta |P_{out}| \end{aligned} \quad (2.7)$$

onde η é uma constante que varia entre -1 e 1 dependendo do actuador.

Sabendo que não existem actuadores cem por cento eficazes, o $\eta = 1$ na prática não existe. Se P_{out} é positivo indica que o movimento do actuador é resistido pelas forças externas, caso contrário as forças externas actuam na direcção da força exercida pelo actuador. Para $\eta = 0$ o actuador não necessita de força de entrada, o que permite que nenhuma energia seja extraída, enquanto são produzidos valores negativos de P_{out} . Aplicando os modelos de ditos comuns de actuadores existentes, nas equações 2.6 e 2.7, a equação necessária do trabalho total de entrada é:

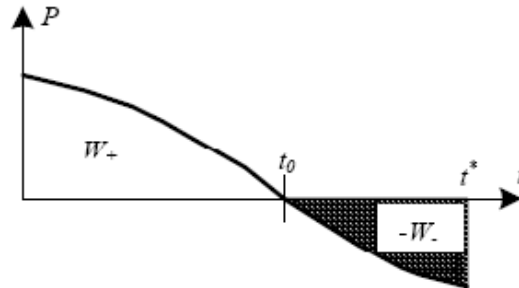
$$W_a = W_+ + \eta W_- \quad (2.8)$$

onde W_+ e W_- são os valores absolutos das componentes positiva e negativas do integral da equação 2.5. Um exemplo é mostrado na figura 2.2, onde W_+ é o integral de P entre $t = 0$ e t_0 e, W_- o integral de t_0 até t^* .

Seguindo um estudo [25] citado anteriormente para a teoria não permanente do perfil delgado, as forças aerodinâmicas podem ser separadas em três componentes: a componente quase-estável, massa-aparente e efeito de esteira.

2.1.1 Componente quase-estável

Esta componente representa a solução do problema resultante da teoria permanente do perfil delgado, para uma condição de fronteira instantânea. O termo condição

FIGURA 2.2: Exemplo da separação de W em W_+ e W_- .

de fronteira instantânea é usado em vez de forma instantânea da linha de curvatura, devido a uma componente extra da velocidade induzida causada pela razão de mudança da linha de curvatura. Esta componente das forças aerodinâmicas que resulta da velocidade induzida é sempre maior no movimento não permanente e, portanto, referida como amortecedor aerodinâmico. Definindo a componente estável por W_s e a componente amortecida por W_d , a condição de fronteira pode ser escrita do seguinte modo:

$$W = W_s + W_d \quad (2.9)$$

É conveniente restringir a análise da variação no tempo da linha de curvatura da seguinte forma:

$$Z_c(x, \tau) = \psi(x) \beta(\tau) \quad (2.10)$$

onde ψ define a forma da linha de curvatura, β o coeficiente de variação da linha de curvatura (por exemplo ângulo de deflexão ou a magnitude da curvatura máxima) que é função de tempo e τ representa o tempo adimensional definido por:

$$\tau = \frac{Ut}{c} \quad (2.11)$$

Os termos amortecidos e estáveis da equação 2.9 podem ser escritos da seguinte forma:

$$W_s = \frac{\partial \psi}{\partial x} \beta \quad (2.12)$$

$$W_d = \frac{\psi}{c} \beta' \quad (2.13)$$

onde β' é definido como sendo $\frac{d\beta}{d\tau}$.

Para se determinar esta componente quase-estável é conveniente saber alguns coeficientes das séries de *Fourier*, que se podem também dividir em séries estáveis e amortecidas ($A_{0,s}$, $A_{0,d}$, $A_{n,s}$ e $A_{n,d}$), usando W_s ou W_d no lugar de W :

$$x = \frac{c}{2} (1 - \cos \theta) \quad (2.14)$$

$$\begin{aligned} A_0 &= -\frac{1}{\pi} \int_0^\pi W(\theta, t) d\theta \\ A_n &= \frac{2}{\pi} \int_0^\pi W(\theta, t) \cos(n\theta) d\theta \end{aligned} \quad (2.15)$$

O coeficiente de sustentação quase-estável e o coeficiente de momento quase-estável podem ser expressos, em termos das séries das equações anteriores, da seguinte forma:

$$C_{L,0} = \pi (2\bar{A}_{0,s} + \bar{A}_{1,s}) \beta + \pi (2\bar{A}_{0,d} + \bar{A}_{1,d}) \beta' \quad (2.16)$$

$$C_{M,0} = \frac{\pi}{4} (\bar{A}_{2,s} - \bar{A}_{1,s}) \beta + \frac{\pi}{4} (\bar{A}_{2,d} - \bar{A}_{1,d}) \beta' \quad (2.17)$$

As barras por cima dos coeficientes de Fourier significam que são por unidade de β e β' .

Com o mesmo procedimento das equações 2.16 e 2.17 pode-se definir o coeficiente de carga quase-estável como sendo:

$$\Delta C_{p,0}(\theta) = (\bar{A}_{0,s} \chi(\theta) + T_{0,s}(\theta)) \beta + (\bar{A}_{0,d} \chi(\theta) + T_{0,d}(\theta)) \beta' \quad (2.18)$$

onde:

$$\begin{aligned}\chi(\theta) &= 4 \left[\frac{1 + \cos\theta}{\sin\theta} \right] \\ T_{0,s}(\theta) &= 4 \sum_{n=1}^{\infty} \bar{A}_{n,s} \sin n\theta \\ T_{0,d}(\theta) &= 4 \sum_{n=1}^{\infty} \bar{A}_{n,d} \sin n\theta\end{aligned}\quad (2.19)$$

Está patente que a partir das equações 2.15 e 2.18 é possível determinar analiticamente o coeficiente de carga quase-estável e é notório que todos os componentes quase-estáveis são necessários para o cálculo dos termos de massa-aparente e de efeito de esteira.

2.1.2 Componente de massa-aparente

Os coeficientes de sustentação e de momento da componente de massa-aparente podem também ser escritos em termos de séries de *Fourier* definidas nas equações 2.15, da seguinte forma:

$$C_{L,1} = \frac{\pi}{4} (2\bar{A}_{0,s} + \bar{A}_{2,s})\beta' + (2\bar{A}_{0,d} + \bar{A}_{2,d})\beta'' \quad (2.20)$$

$$\begin{aligned}C_{M,1} &= -\frac{\pi}{32} (4\bar{A}_{0,s} + \bar{A}_{1,s} + 2\bar{A}_{2,s} - \bar{A}_{3,s})\beta' - \\ &\quad - \frac{\pi}{32} (4\bar{A}_{0,d} + \bar{A}_{1,d} + 2\bar{A}_{2,d} - \bar{A}_{3,d})\beta''\end{aligned}\quad (2.21)$$

onde β'' representa $\frac{d^2\beta}{d^2\tau}$. Depois de alguma manipulação das equações de *Neumark's* [26], o coeficiente de carga da componente de massa-aparente vem:

$$\begin{aligned}\Delta C_{p,1} &= \left(2\bar{A}_{0,s} \sin\theta - \bar{A}_{1,s}\theta + \frac{1}{2} \int_0^\theta T_{0,s}(\theta) \sin\theta d\theta \right) \beta' \\ &\quad + \left(2\bar{A}_{0,d} \sin\theta - \bar{A}_{1,d}\theta + \frac{1}{2} \int_0^\theta T_{0,d}(\theta) \sin\theta d\theta \right) \beta''\end{aligned}\quad (2.22)$$

Para uma linha de curvatura definida pela equação 2.10 a componente $T_{0,d}$ é igual a $T_{1,s}$.

2.1.3 Componente de efeito de esteira

A resposta da sustentação de uma entrada em degrau de $C_{L,0}$ é referida como a função de *Wagner* (ϕ). A sobreposição linear de *Wagner* [27] alcançada pelo integral de *Duhamel* [28] permite que a sustentação do efeito de esteira seja escrita da seguinte forma:

$$C_{L,2}(\tau) = C_{L,0}(\tau_0)\phi(\tau) + \int_{\tau_0}^{\tau} \frac{dC_{L,0}}{d\sigma}(\sigma)\phi(\tau - \sigma)d\sigma \quad (2.23)$$

O coeficiente de carga da componente de efeito de esteira tem a mesma dependência de θ que o coeficiente de carga da componente quase-estável devido ao ângulo de ataque. Logo a equação do coeficiente de carga da componente de efeito de esteira pode ser escrita do seguinte modo:

$$\Delta C_{p,2}(\tau) = \frac{2}{c\pi} \left[\frac{1 + \cos \theta}{\sin \theta} \right] C_{L,2}(\tau) \quad (2.24)$$

O termo ϕ da equação 2.23 pode ser aproximada como:

$$\phi(\tau) = -0.165e^{-0.091\tau} - 0.335e^{-0.6\tau} \quad (2.25)$$

Para se obter o impulso do coeficiente de carga da componente de massa-aparente é necessário ter em consideração a mudança de variável de $\Delta\delta$ para a derivada em função de β da equação 2.22. Assim, é importante demonstrar a propriedade retratada pela função de *Dirac*:

$$\begin{aligned} \delta(\tau = 0) &= \infty \\ \delta(\tau \neq 0) &= 0 \\ \int_{-\infty}^{\infty} \delta(\tau)d\tau &= 1 \end{aligned} \quad (2.26)$$

2.2 Aplicação da teoria a uma superfície de controlo

Nesta secção obtêm-se as componentes do trabalho e energia necessárias para vencer as forças aerodinâmicas discutidas na secção 2.1. Para a aplicação da teoria anteriormente descrita é necessário definir a linha de curvatura para uma entrada em rampa. A linha

de curvatura definida pela equação 2.10, é inteiramente dependente de β , logo, para um determinada rampa de entrada, tem-se:

$$\begin{aligned} \beta(\tau) &= \bar{\beta}_0, & -\infty < \tau < 0 \\ \beta(\tau) &= \bar{\beta}_0 + \frac{\tau}{\tau^*} \Delta\bar{\beta}, & 0 \leq \tau \leq \tau^* \\ \beta(\tau) &= \bar{\beta}_0 + \Delta\bar{\beta}, & \tau^* \leq \tau \leq \infty \end{aligned} \quad (2.27)$$

onde $\bar{\beta}_0$ é o valor inicial de β e $\Delta\bar{\beta}$ é a variação de β entre $\tau=0$ e $\tau=\tau^*$. Estes termos estão ilustrados na figura 2.3, a correspondente derivada e segunda derivada de β . Note-se que a segunda derivada é definida por duas funções de *Dirac*.

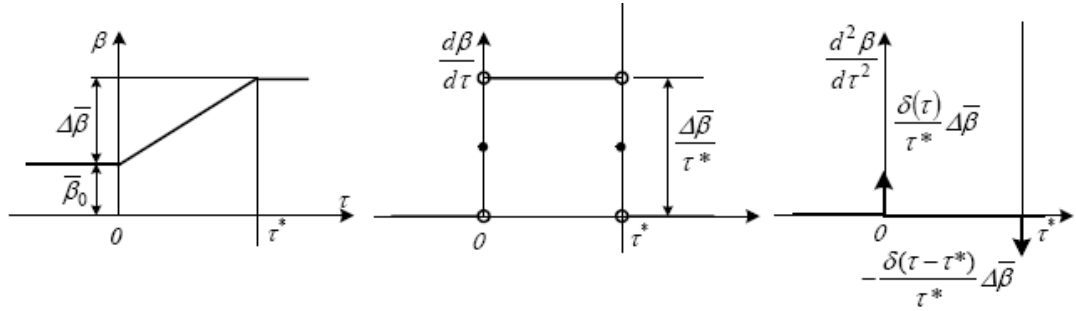


FIGURA 2.3: Variação de β com o tempo e suas derivadas

A potência necessária para vencer as forças aerodinâmicas foi definida na equação 2.2. É conveniente representar a potência pelo seguinte coeficiente adimensional C_E :

$$\begin{aligned} C_E(\tau) &= \frac{P}{qUc} \\ &= -\frac{1}{c^2} \int_0^c \Delta C_p(x, \tau) \left[\frac{\delta Z_c}{\delta \tau}(x, \tau) \right] dx \end{aligned} \quad (2.28)$$

Depois de alguma manipulação das equações apresentadas anteriormente é possível apresentar o coeficiente anterior da seguinte forma:

$$C_E = \frac{\Delta\bar{\beta}^2}{\tau^{*2}} \left[Q_1\phi_1(\tau) + Q_2\phi_2(\tau) + Q_3\tau + Q_4 + (\delta(\tau) - \delta(\tau - \tau^*)) Q_5 \right] + \frac{\Delta\bar{\beta}\bar{\beta}_0}{\tau^*} Q_3 \quad (2.29)$$

onde $\phi_1 = \phi$ e ϕ_2 e os parâmetros Q são definidos como sendo:

$$\phi_2(\tau) = -2.37152 + 0.55833e^{-0.6\tau} + 1.81310e^{-0.091\tau} \quad (2.30)$$

$$Q_1 = -\frac{\pi(2A_{0,d}^- + A_{1,d}^-)}{2\pi} \int_0^c \psi(x) dx \quad (2.31)$$

$$Q_2 = -\frac{\pi(2A_{0,s}^- + A_{1,s}^-)}{2\pi} \int_0^c \psi(x) dx \quad (2.32)$$

$$Q_3 = -\int_0^c (A_{0,s}^- \chi(x) + 2T_{0,s}(x)) \psi(x) dx \quad (2.33)$$

$$Q_4 = -\int_0^c (A_{0,d}^- \chi(x) + 2T_{0,d}(x)) \psi(x) dx \quad (2.34)$$

$$Q_5 = -\frac{1}{2} \int_0^c T_{1,d}(x) \psi(x) dx \quad (2.35)$$

Os termos Q_1 e Q_2 provêm da componente do efeito de esteira, Q_3 da componente quase-estável e Q_4 e Q_5 são devidos a forças de massa-aparente. A função de *Dirac* da equação 2.29 resulta da aceleração pulsátil mostrada na figura 2.3. Desta forma obteve-se a potência que sai do actuador para vencer as forças aerodinâmicas durante uma deformação da linha de curvatura em rampa. O trabalho que entra, requerido pelo actuador (W_a), pode ser calculado usando as equações 2.6, 2.7 e 2.8. Assim o coeficiente de trabalho que entra no actuador é definido por:

$$\begin{aligned} C_{W_a} &= \frac{W_a}{qc^2} \\ &= \int_0^{\tau^*} C_{Ea} d\tau \end{aligned} \quad (2.36)$$

Onde C_{Ea} é o coeficiente de potência devido a potência que entra no actuador P_a e, pode ser definido através do modelo geral de um actuador definido na equação 2.7, o qual pode ser escrito em termos de C_E :

$$\begin{aligned} \text{para } C_E \geq 0, C_{Ea} &= C_E \\ \text{para } C_E < 0, C_{Ea} &= \eta |C_E| \end{aligned} \quad (2.37)$$

A partir da equação 2.37 pode-se dividir o integral da equação 2.36 da seguinte forma:

$$C_{Wa} = C_{W+} + \eta C_{W-} \quad (2.38)$$

Para comparar vários tipos de superfícies de controlo, é conveniente normalizar C_E e C_{Wa} por ΔC_L^2 . Normalizando C_E na equação 2.29 tem-se:

$$\frac{C_E}{\Delta C_L^2} = \frac{1}{\tau^{*2} K_{0,s}^2} \left[Q_1 \phi_1(\tau) + Q_2 \phi_2(\tau) + Q_3 \tau + Q_4 + (\delta(\tau) - \delta(\tau - \tau^*)) Q_5 \right] + \frac{k}{\tau^* K_{0,s}^2} Q_3 \quad (2.39)$$

onde,

$$k = \frac{\bar{\beta}_0}{\Delta \bar{\beta}} \quad (2.40)$$

$$K_{0,s} = \frac{\pi}{4} (A_{0,s} - A_{0,s}) \quad (2.41)$$

Capítulo 3

Estudo computacional

3.1 Nota introdutória

Este capítulo tem como objectivo obter resultados numéricos da energia consumida por um actuador usando a teoria não permanente do perfil delgado. Esse actuador pode movimentar três tipos de flaps: o flap simples, o flap de curvatura variável e o flap contínuo.

3.2 Descrição do Programa *ThinAirfoil*

Neste capítulo são apresentadas as descrições e funcionalidades do programa *ThinAirfoil*, escrito em linguagem *FORTRAN*, com finalidade de apresentar a energia envolvida no processo de movimento do actuador para o flap simples, para um flap contínuo e para o flap de curvatura variável.

Este programa foi desenvolvido para compreender analiticamente e graficamente, a energia consumida pelo actuador no movimento de cada flap. As funcionalidades deste programa serão descritas de uma forma objectiva e sucinta, resumida nos passos seguintes:

- Caracterizar analiticamente a linha de curvatura dos três tipos de flaps, sendo para isso necessário determinar a função $\psi(x)$ para os vários modelos de flap .
- Aplicar a teoria não permanente do perfil delgado com essas funções.

- Retirar dados necessários do programa para construir diagramas explícitos, para uma fácil comparação dos dados numéricos dos vários flaps e da mesma forma, os dados numéricos com os modelos testados em túnel de vento.

3.2.1 Geometria da linha de curvatura para os vários tipos de flap

3.2.1.1 Flap simples

O primeiro caso caracteriza-se por ser um flap simples como mostrado na figura 3.1. O valor de β é definido como sendo o ângulo efectuado pelo bordo de fuga com a horizontal.

$$0 \leq x < x_b, \quad \psi(x) = 0 \quad (3.1)$$

$$x_b \leq x \leq c, \quad \psi(x) = -x + x_b \quad (3.2)$$

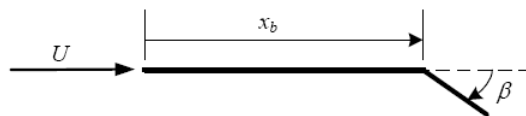


FIGURA 3.1: Geometria da linha de arqueamento do flap simples

3.2.1.2 Flap contínuo

O segundo caso caracteriza-se por ser um flap contínuo tipo *Morphing*, evidenciado na figura 3.2. O valor de β , também aqui, é o ângulo que o bordo de fuga forma com a horizontal.

$$0 \leq x < x_b, \quad \psi(x) = 0 \quad (3.3)$$

$$x_b \leq x \leq c, \quad \psi(x) = \left(\frac{1}{2(x_b - 1)} \right) x^2 + \left(\frac{x_b}{1 - x_b} \right) x + \frac{x_b^2}{2(x_b - 1)} \quad (3.4)$$

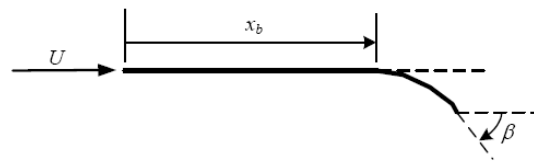


FIGURA 3.2: Geometria da linha de arqueamento do flap contínuo

3.2.1.3 Flap de curvatura variável

O último caso caracteriza-se por ser um flap que tem um ponto de rotação bastante distante da linha de corda. Um aspecto importante é o facto de o bordo de fuga se deslocar para trás enquanto deflexão, como se pode observar na figura 3.2.1.3.

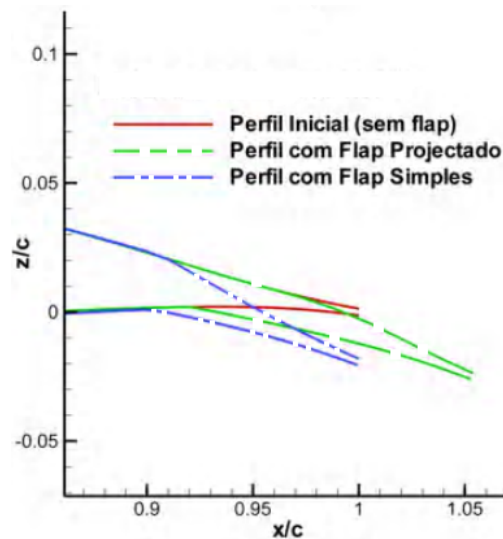


FIGURA 3.3: Flap com 11,24° de deflexão- ref:[1]

Para uma deflexão de 0° a linha de curvatura média do flap coincide com a linha de curvatura média do perfil. As linhas de curvatura média do perfil com o flap deflectido

0° ; $7,89^\circ$ e $11,24^\circ$ são aproximadas com polinômios de 6º ordem como mostram as equações 3.5:

$$y = -0,35477304x^6 + 1,2139610x^5 \\ - 1,7165717x^4 + 1,2320996x^3 - 0,54891537x^2 \\ + 0,16876279x + 0,0049153346$$

$$y = -0,89035043x^6 + 2,5966722x^5 \\ - 3,0559699x^4 + 1,8334951x^3 - 0,67324098x^2 \\ + 0,17872266x + 0,0047429041$$

$$y = -1,1527448x^6 + 3,3083826x^5 \\ - 3,7806631x^4 + 2,1758307x^3 - 0,74780382x^2 \\ + 0,18503438x + 0,0046261862 \quad (3.5)$$

A equação 3.6 define a mudança de variável em x para x_{local} . Esta mudança deve-se à necessidade de adimensionalizar o x para, assim, se poder comparar todas linhas de curvatura de forma a que esteja compreendida entre $x = 0,88$ e $x = 1$.

$$x_{local} = \frac{x - x_{min}}{x_{max} - x_{min}} \quad (3.6)$$

onde x_{min} é o menor valor de x do flap, ou seja $0,88$, e x_{max} é o maior valor de x de cada deflexão retirado das equações 3.5.

A equação 3.7 é a aproximação que representa qualquer deflexão do flap, que no caso em estudo representa ψ .

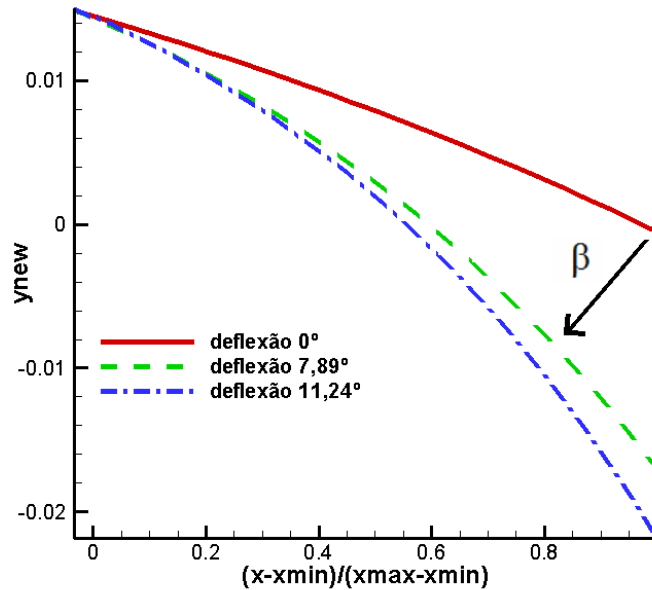


FIGURA 3.4: Geometria da linha de arqueamento do flap de curvatura variável

$$\begin{aligned}
 0 &\leq x_{\text{local}} < x_b, \\
 \psi(x) &= 0 \\
 x_b &\leq x_{\text{local}} \leq c \\
 \psi(x_{\text{local}}) &= -0,091416913x_{\text{local}}^2 - 0,015102080 * x_{\text{local}} \quad (3.7)
 \end{aligned}$$

O gráfico da figura 3.4 demonstra as três deflexões a partir da equação anterior

3.2.2 Implementação computacional do *ThinAirfoil*

O programa *ThinAirfoil* é dividido em três rotinas. A principal, onde é aplicada a teoria não permanente do perfil delgado, denomina-se como sendo *main*. As outras duas auxiliares são *functions* e *maths*. Os passos de cada rotina são explicados nas seções seguintes de forma sucinta.

3.2.2.1 Descrição da rotina *functions*

A rotina *functions* pode ser descrita da seguinte forma:

- O primeiro módulo da rotina *functions*, denominado *FlapModule*, começa com a declaração dos parâmetros x_b e c . A variável x_b é o ponto de articulação do flap que é definido nos 88% da corda a contar do bordo de ataque, c é a corda do perfil e é igual à unidade para todos os perfis.
- O operador escolhe o perfil que quer estudar:
 - simple flap no 1;
 - conformal flap no 2;
 - variable camber flap no 3;
- Após a escolha do perfil, terminado o módulo *FlapModule*, é iniciada a função da linha de curvatura, propriamente dita. São aplicadas as equações 3.2, 3.4 e 3.7.
- Calcular as derivadas dessas equações para $x_b \leq x \leq x_{max}$, já que para $x \leq x_b$, a derivada é igual a zero para todos os casos:
- Declarar β, β_0 que é a deflexão inicial e $\Delta\beta$ a variação de β .

$$\beta = \frac{\Delta\beta}{\tau^*} \quad (3.8)$$

3.2.2.2 Descrição da rotina *maths*

Esta rotina caracteriza-se por definir matematicamente algumas funções básicas.

- A função de *Dirac* das equações 2.27.
- Definir o número π .

$$\pi = 4 \arctan 1 \quad (3.9)$$

- Definir as funções ϕ_1 e ϕ_2 demonstradas nas equações 2.25 e 2.30

3.2.2.3 Descrição da rotina *main*

Esta é a rotina principal do programa *ThinAirfoil*. Nesta rotina é implementado o algoritmo da teoria não permanente do perfil delgado. De forma sucinta caracteriza-se por:

- Determinar para quantos pontos é calculado os coeficientes das séries de *Fourier* das equações 2.15, 2.19 e 2.36;
- Definir os valores de τ^* , $\Delta\tau$, τ e τ_0 ;
- Calcular k da equação 2.40;
- Determinar os coeficientes de *Fourier*;
- Calcular $K_{0,s}$ e $K_{0,d}$ da equação 2.41. Para calcular $K_{0,d}$ é necessário na equação referida, substituir o subscrito s por d ;
- Calcular $J_{0,s}$ e $J_{0,d}$. Para calcular $J_{0,d}$ é necessário na equação, substituir subscrito s por d ;

$$J_{0,s} = A_{2,s} - A_{s,1}$$

- Determinar os coeficientes T das equações 2.19;
- Computar os coeficientes Q das equações 2.35;
- Obter ΔC_L :

$$\Delta C_L = K_{0,s} \Delta\beta \quad (3.10)$$

- Calcular o coeficiente de carga a partir da equação 2.28;
- Determinar o coeficiente específico de carga, a partir das equações 2.28 e 3.10:

$$\frac{\Delta C_p}{\Delta C_L} \quad (3.11)$$

- Computar o coeficiente específico da linha de curvatura;

$$\frac{Z_c}{\Delta C_L} = \frac{\psi\beta}{\Delta C_L} \quad (3.12)$$

- Determinar o coeficiente de potência C_E , da equação 2.29 e o seu coeficiente específico:

$$\frac{C_E}{\Delta C_L^2} \quad (3.13)$$

- Calcular C_{W+} e C_{W-} . Este cálculo tem de se dividir em três casos.

O primeiro é o caso em que k é positivo. O coeficiente de energia torna-se positivo, portanto C_{W+} é obtido através da integração da equação 2.39, de $\tau = 0$ a τ^* . C_{W-} é o integral de 3.14, determinado através da manipulação da equação 2.38, da seguinte forma:

$$C_{W,\delta} = \frac{\Delta \bar{\beta}^2}{\tau^{*2}} Q_5 \quad (3.14)$$

Para pequenos valores negativos de k , o coeficiente de energia é negativo e, portanto, τ_0 pode ser determinado. Para este caso C_{W+} advém da integração de 2.39 e C_{W-} é o módulo do resultado da integração anterior.

Para grandes valores negativos de k , C_{W+} é:

$$- \int_0^{\tau^*} C_{W,\delta} d\tau \quad (3.15)$$

e C_{W-} é determinado através do módulo da integração da equação 2.39 entre τ_0 e τ^* .

- Calcular o coeficiente de trabalho total de entrada no actuador C_{W_a} , através da equação 2.38
- Determinar o coeficiente de trabalho específico.

$$\frac{C_{W_a}}{\Delta C_L^2} \quad (3.16)$$

3.3 Resultados numéricos e discussão

Um dos objectivos propostos é comparar o trabalho necessário pelo actuador para movimentar cada um dos flaps descritos anteriormente. Na figura 3.5 é possível visualizar C_{W_a} por unidade de ΔC_L , $x_b = 0.88$ e $\tau^* = 1$ em função de k .

Para este tipo de actuadores é conveniente usar $\eta = 1$, pois não é um actuador que necessita de energia de entrada mas com capacidade de a armazenar¹. O gráfico demonstra que para k positivo e $\eta = 1$, o flap simples é o que requer mais trabalho, por parte do actuador, para o mesmo movimento do flap. O flap de curvatura variável apresenta valores muito próximos do flap contínuo. Com o aumento de k , para valores substancialmente maiores que $k = 2$, os valores dos flaps de curvatura variável e contínuo são diferentes. Para pequenos valores negativos de k , o flap simples apresenta valores mais baixos de $\frac{C_{W_a}}{\Delta C_L^2}$. O flap de curvatura variável apresenta valores entre os outros dois flaps, sendo esta secção do gráfico caracterizada pela proximidade dos valores dos três flaps. Para valores de k inferiores a -2 o flap contínuo torna a ser o mais eficiente e o flap de curvatura variável necessita de mais trabalho do actuador, muito próximo dos valores de $\frac{C_{W_a}}{\Delta C_L^2}$ do flap simples.

É notório que, em média, o flap simples necessita de mais trabalho por parte do actuador, que qualquer um dos outros flaps. O flap de curvatura variável apresenta valores muito próximos do flap contínuo para todos os valores de k . Isto deve-se a que, tanto o flap contínuo como o flap de curvatura variável, necessitem de menos deformação da linha de curvatura que o flap simples para uma dada mudança na sustentação.

O coeficiente de carga específico para um $\tau = \frac{1}{2}$, variando $\frac{x}{c}$, está patente na figura 3.7. É evidente que para o flap simples, junto à articulação, existe um grande gradiente de pressão, que transparece um descolamento do escoamento no início do flap, devido ao corte existente na asa, quando este se encontra deflectido. Ainda assim este aspecto pode ser positivo, na medida que o carregamento concentra-se perto da linha de rotação do flap, o que favorece o momento de picada por não carregar em demasia o flap. Isto, não acontece nos outros dois tipos de flaps devido à continuidade da superfície do perfil que é mantida ao serem deflectidos o que origina um momento de arfagem que provoca a atitude de "nariz em baixo" da aeronave. O flap contínuo mantém a forma do perfil no intra e extradorso em qualquer deflexão. O flap de curvatura variável mantém a continuidade do extradorso, o que possibilita que o escoamento se mantenha colado durante a deflexão.

¹Rever capítulo 2

A figura 3.6 representa um gráfico com a mesma variação do gráfico anterior, mas para o caso de $\frac{Z_c}{\Delta C_L}$. O gráfico mostra que o ângulo de deflexão dos flaps contínuos e de curvatura variável, são maiores que para o flap simples. Mas em média ΔZ_C é menor nos outros dois tipos de flap de que no simples, para uma dada mudança na forma do perfil. Com estes gráficos pode-se aferir que o flap simples tem enormes desvantagens, em relação aos outros dois flaps que apresentam enormes semelhanças. Conclui-se que o flap de curvatura variável, apresenta características muito idênticas a um flap contínuo, sendo no entanto mais fácil de implementar por usar tecnologia, materiais e mecanismos convencionais. É possível visualizar a partir do gráfico 3.8 a evolução de C_{Wa} para o flap de curvatura variável, com diferentes valores de τ . A diferença entre as duas curvas é o ligeiro aumento de k para os mesmo valores de $\frac{C_{Wa}}{\Delta C_L^2}$.

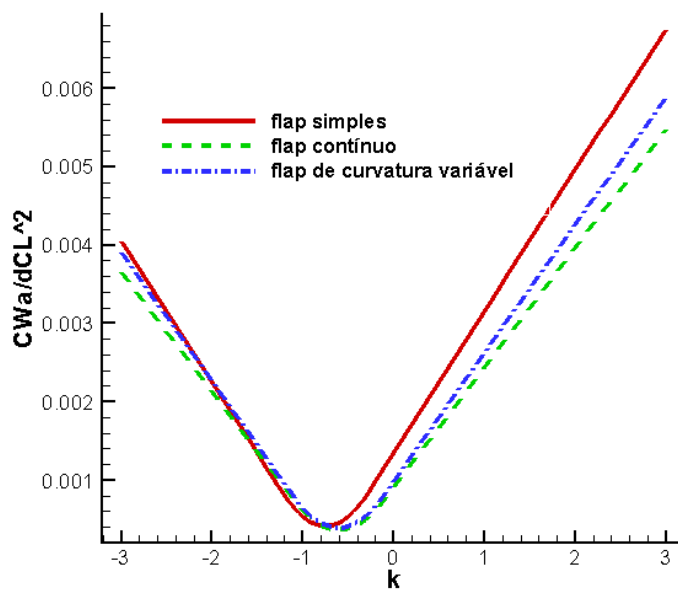


FIGURA 3.5: Comparação de C_{Wa} requerido para os vários tipos de flap.

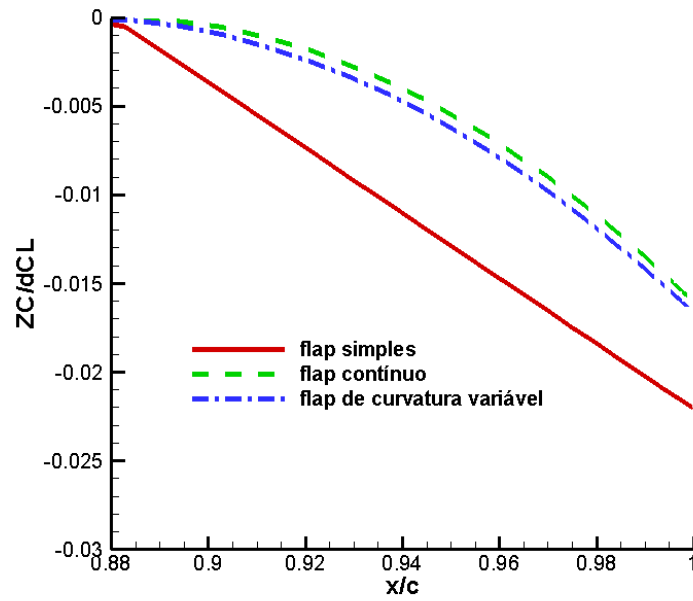


FIGURA 3.6: Forma da deflexão para os vários tipos de flap

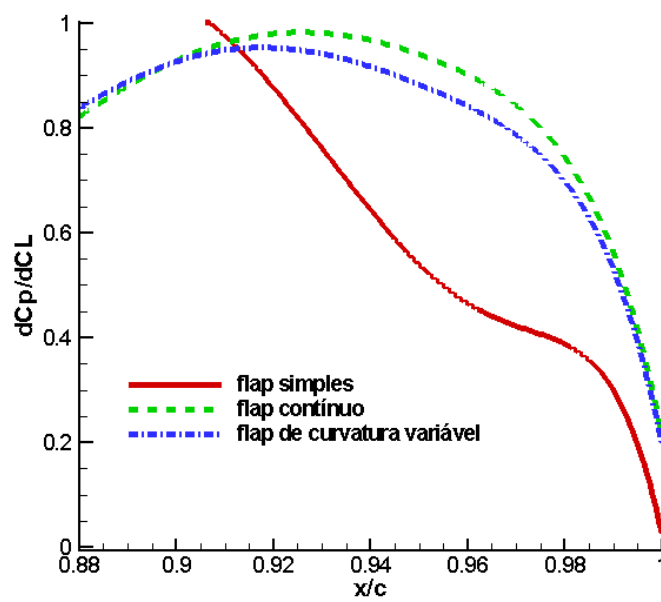


FIGURA 3.7: Distribuição da carga ao longo do flap

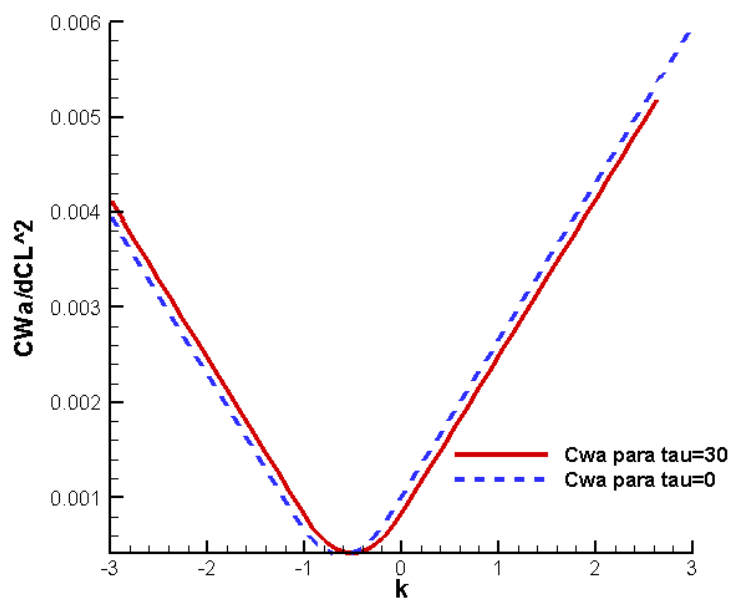


FIGURA 3.8: Comparação de C_{Wa} para o flap de curvatura variável, para $\tau = 0$ e $\tau = 30$

Capítulo 4

Estudo experimental

4.1 Nota introdutória

Este capítulo descreve o trabalho realizado no desenvolvimento do modelo e nos ensaios experimentais atendendo aos seguintes aspectos:

- Construção e implementação de um sistema electromecânico para o movimento do flap de curvatura variável;
- Construção de um perfil idêntico ao usado para acoplar o flap de curvatura variável, mas neste caso, para um flap simples;
- Construção e implementação de outro sistema electromecânico para movimentar o flap simples;
- Teste dos dois flaps no túnel de vento para retirar as ilações possíveis e poder comparar com os resultados numéricos.

4.2 Descrição da experiência

O estudo experimental consiste em desenvolver um sistema electromecânico de actuação do flap de curvatura variável, instalando-o no modelo do perfil inovador do trabalho realizado no ano anterior, no Departamento de Ciências Aeroespaciais (*DCA*), na Universidade da Beira Interior. Numa segunda fase, o trabalho apresenta a construção de mais um perfil idêntico, mas com a implementação de um flap simples e correspondente sistema electromecânico de actuação do flap. Depois das duas fases de construção, os dois perfis com os respectivos sistemas foram testados no túnel de vento do *DCA*, para validar os resultados numéricos e comparar os dois flaps.

FIGURA 4.1: Servo-motor Futaba 3003.-Ref: www.monaromodels.com

4.3 Projecto e construção dos modelos

4.3.1 Sistema electromecânico para o flap de curvatura variável

O perfil de curvatura variável, é composto por nervuras em balsa de 0.01 m, forradas com duas chapas de alumínio polidas de um dos lados e com envergadura de 0.80 m, para ser testado no túnel de vento do *DCA*. O flap em si é construído em fibra de vidro e deflecte em duas calhas de alumínio como é evidente na figura 4.7 . O sistema electromecânico foi instalado totalmente embutido no interior do perfil, para não perturbar o escoamento, com fendas e protuberâncias. O sistema é composto por dois servo-motores *FUTABA 3003* (4.1) instalados, cada um, na nervura adjacente à nervura exterior, em cada extremo da envergadura. Para isso abriram-se dois rasgos em cada nervura exterior com o tamanho necessário para se poder manusear o servo-motor da melhor forma sem interferir na resistência estrutural do próprio perfil. O sistema foi desenhado em *CATIA V5*¹, como demonstram as figuras 4.2- 4.4.



FIGURA 4.2: Ilustração I do flap de curvatura variável.

A implementação do sistema resume-se a colocar dois servo-motores no local mais apropriado para que a deflexão seja executada na totalidade, com guinchois de tamanho limitado à espessura máxima do perfil. Esses servos, através de um tirante que conecta com o flap, transferem a rotação necessária para a deflexão pretendida. A deflexão varia

¹<http://www.distrim.pt>

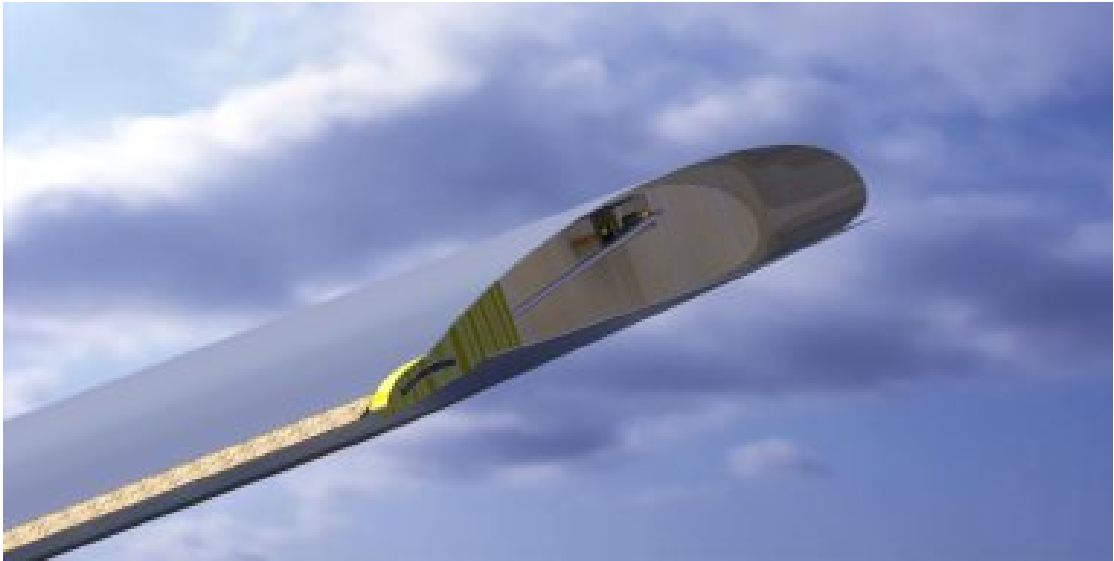


FIGURA 4.3: Ilustração II do flap de curvatura variável.

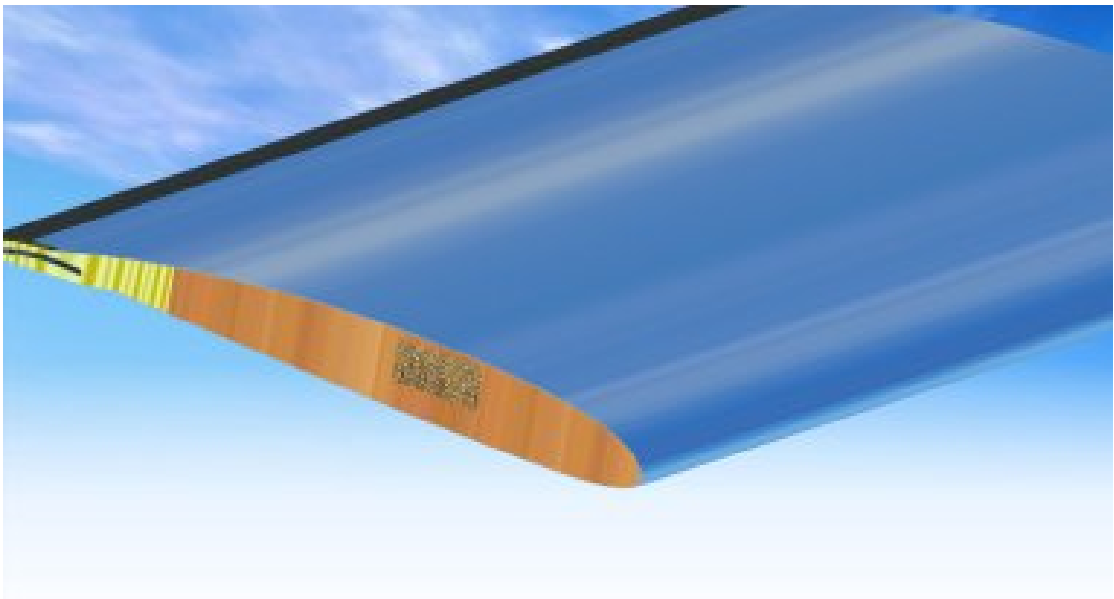


FIGURA 4.4: Ilustração III do flap de curvatura variável.

entre os 0° e os $11,24^\circ$, para os dois flaps. Assim, as figuras seguintes demonstram o sistema implementado.

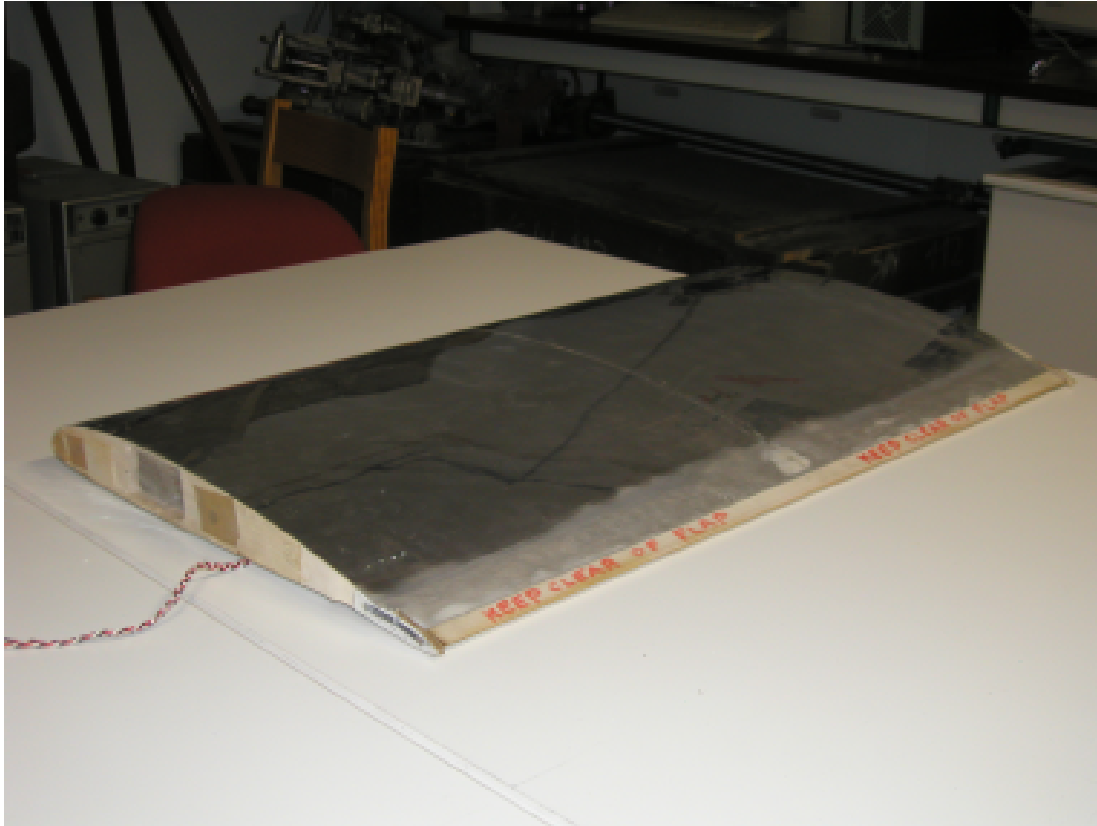


FIGURA 4.5: Foto I do flap de curvatura variável.



FIGURA 4.6: Foto II do flap de curvatura variável ,pormenor do flap.



FIGURA 4.7: Foto III flap de curvatura variável, pormenor da calha.



FIGURA 4.8: Foto IV do flap de curvatura variável, instalação no túnel de vento.

4.3.2 Sistema electromecânico e perfil para o flap simples

Este perfil foi construído com um modelo de dois núcleos de espuma de poliestireno estrudido que, depois de colados, foram cortados a fio quente. Em seguida laminou-se, com fibra de vidro e a sua forma foi melhorada e aperfeiçoada com a aplicação de micro-esferas e cola epoxy e polimento até à forma exacta do perfil.

Posteriormente executou-se o corte do flap, em 88% da corda do perfil a contar do bordo de ataque, para haver coerência com o flap de curvatura variável. Corrigiu-se o bordo de ataque do flap e, de igual forma, a zona de encaixe no perfil. Cortaram-se duas semi-nervuras de 3 mm em contraplacado para aplicar na zona do bordo de fuga que serviram de apoio de articulação para a rotação do flap. Neste caso aplicou-se somente um servomotor no centro do perfil ligado com um tirante a um guinhól colado no intradorso do flap. Tanto o flap simples como o sistema electromecânico foram projectados e desenhados em *CATIA V5*. A implementação do modelo desenhado no *CATIA V5* está patente nas figuras 4.9 à 4.15.

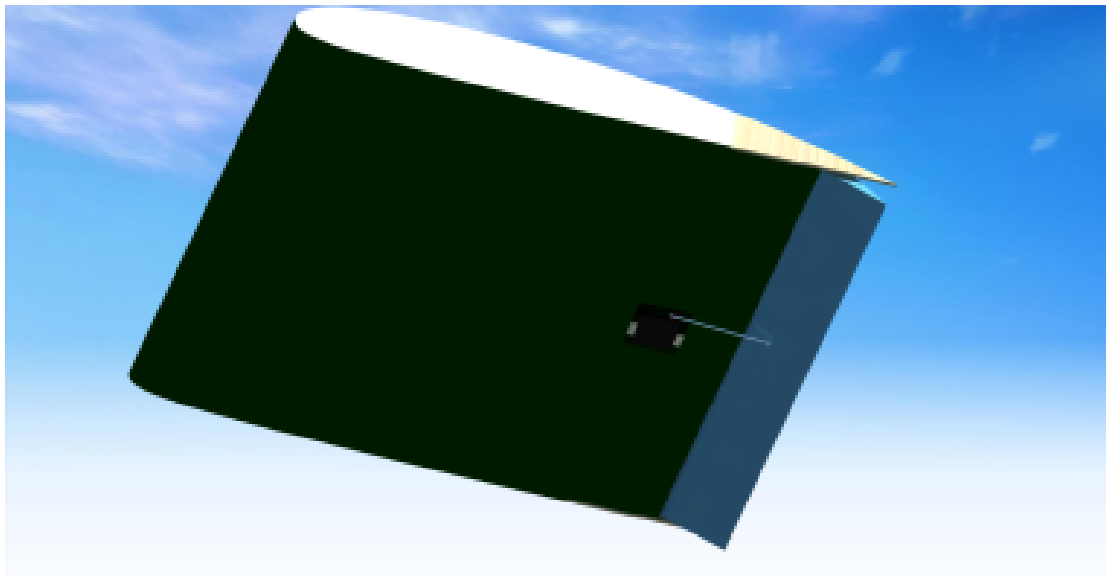


FIGURA 4.9: Ilustração I do sistema do flap simples.

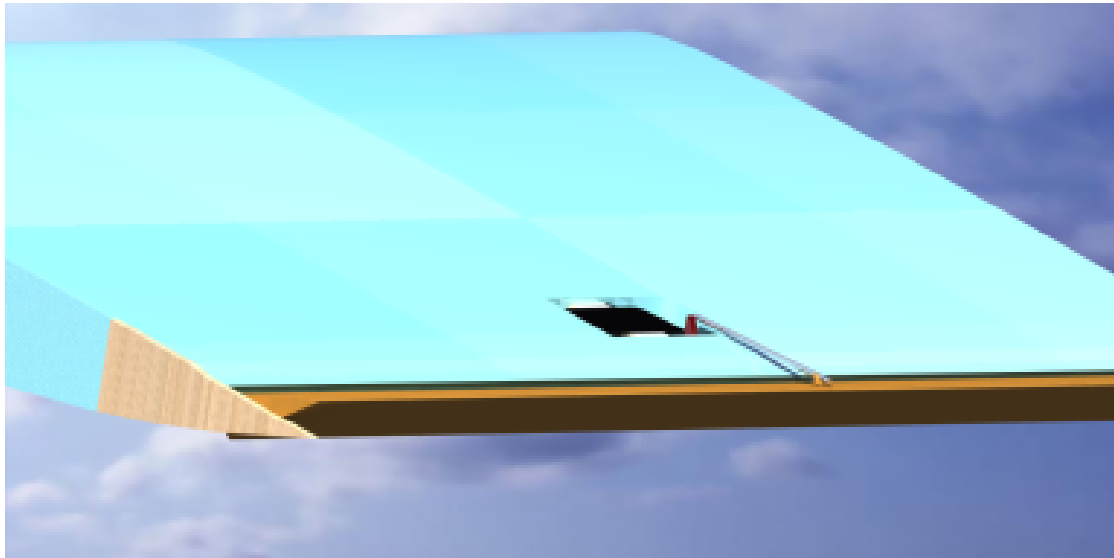


FIGURA 4.10: Ilustração II do sistema do flap simples.

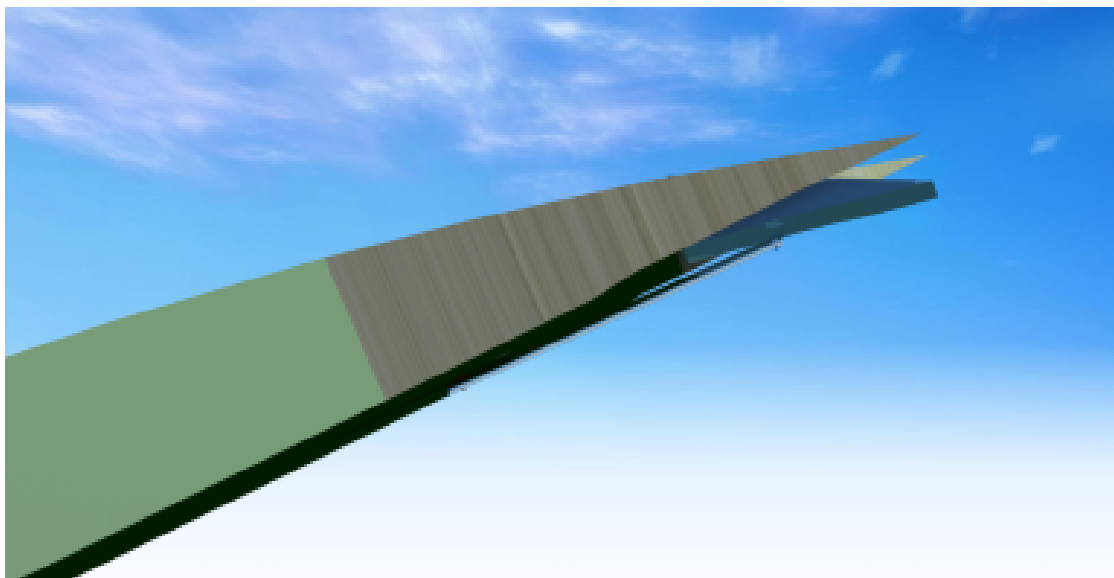


FIGURA 4.11: Ilustração III do flap simples.

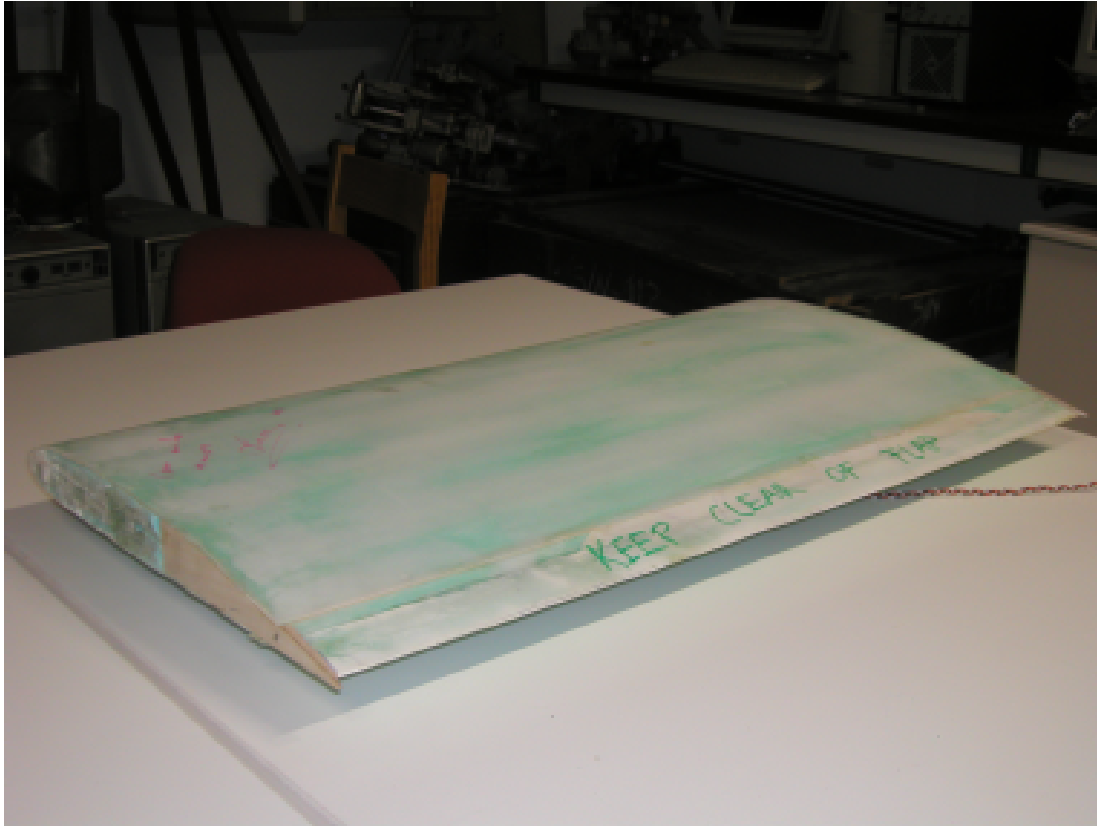


FIGURA 4.12: Foto I do flap simples.

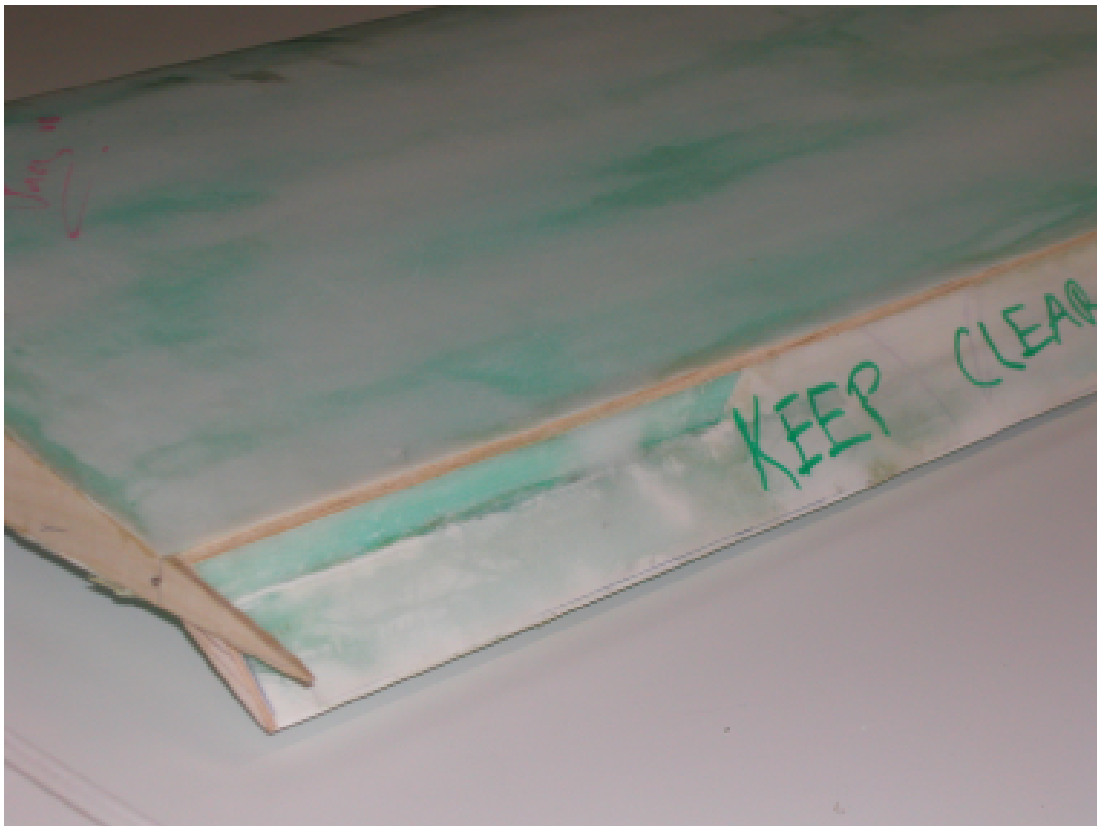


FIGURA 4.13: Foto II flap simples, pormenor do flap.

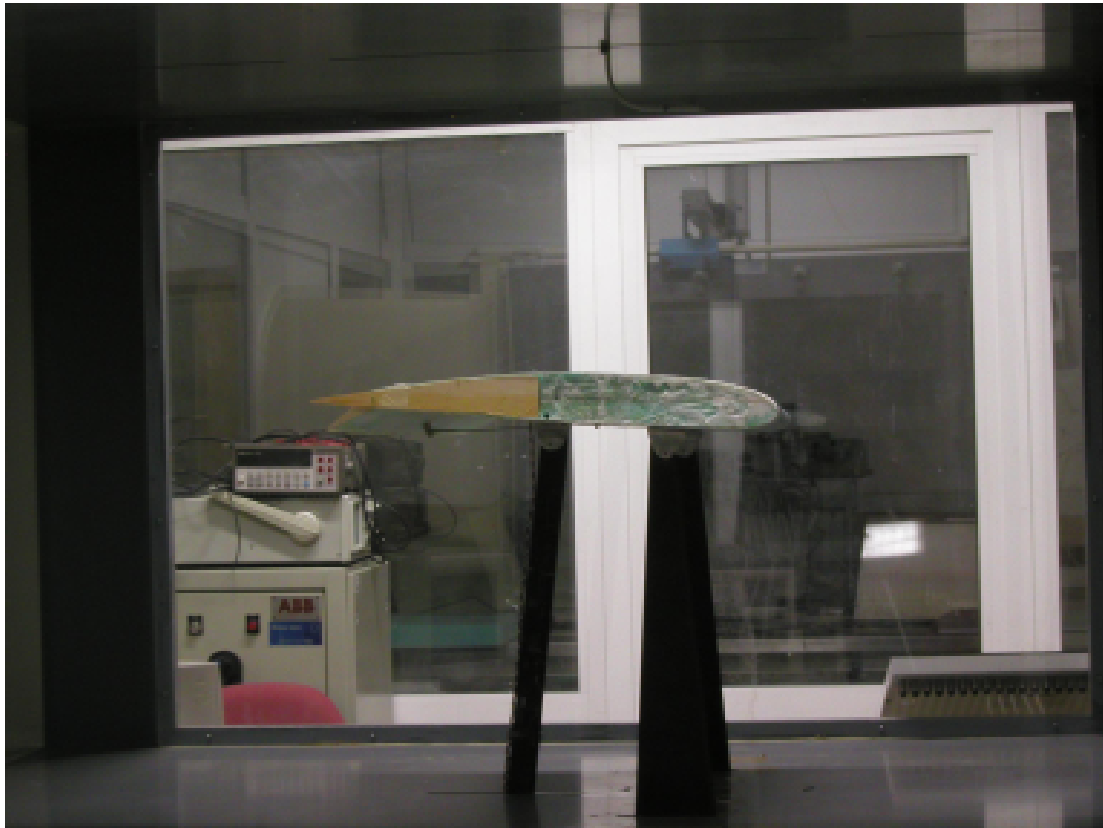


FIGURA 4.14: Foto III do flap simples, instalação no túnel.

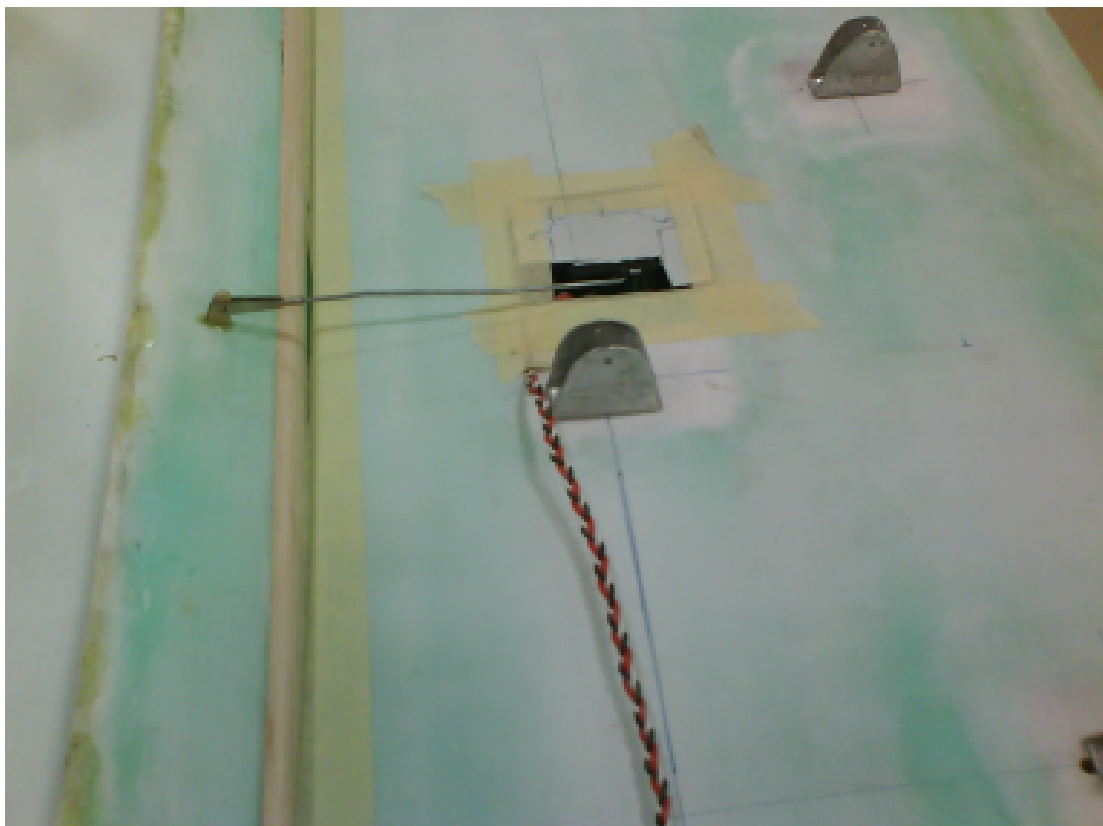


FIGURA 4.15: Foto IV do flap simples , pormenor do sistema.

4.3.3 Recolha de dados

Para medir a potência necessária ao actuador para movimentar o flap, teve de construir-se um circuito electrónico. O circuito foi idealizado e concebido da seguinte forma:

- Ligar os servo-motores a uma placa de servos *SSC32* (*figura 4.16*) para, assim, comunicar ao servo a posição desejada.

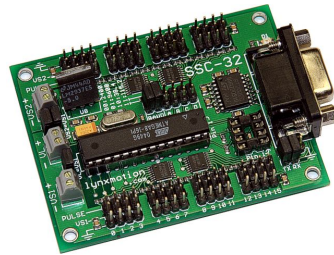


FIGURA 4.16: Placa ssc32.

- Alimentar a placa de servos com uma fonte contínua de 5V.
- Numa placa de ligações electrónicas fazer passar a corrente que alimenta os servos por uma resistência de 0.3K Ω .
- Na placa de aquisição de dados *NI-CB-68LP* (*figura 4.17*), ligar os fios de sinal mais e de sinal menos aos terminais da resistência.



FIGURA 4.17: Placa de aquisição de dados.

- Noutra entrada da placa de aquisição de dados fazer entrar a tensão que alimenta o sistema e que não passe pela resistência.

O sistema electrónico vem esquematizado na figura 4.18:

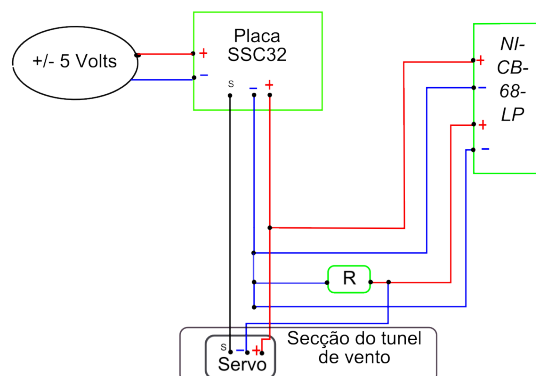


FIGURA 4.18: Ilustração do circuito.

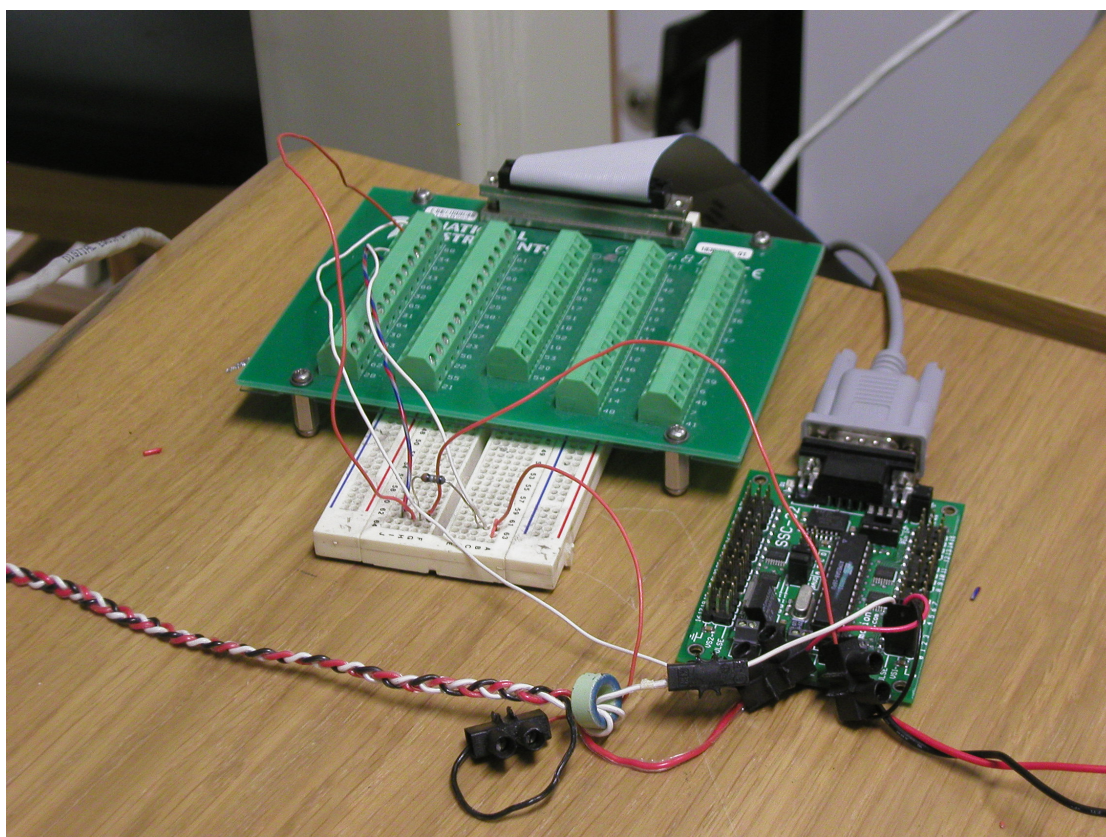


FIGURA 4.19: Foto do circuito.

- A fonte alimenta a placa *SSC32*.
- Da placa *SSC32* saem três fios, o positivo, o negativo e o sinal para o comando do servo-motor.
- O fio do sinal de comando liga directamente ao servo-motor.
- Do fio positivo que liga directamente ao servo-motor, também, liga-se um fio para o positivo da primeira entrada da placa de aquisição de dados.

- O fio negativo divide-se em três:
 - Um liga ao negativo da primeira entrada da placa de aquisição de dados.
 - O segundo liga a um terminal da resistência.
 - O terceiro liga ao negativo da segunda entrada da placa de aquisição de dados.
- Do segundo terminal da resistência saem dois fios:
 - Um liga ao negativo do servo-motor.
 - Outro liga ao negativo da primeira entrada da placa de aquisição de dados.

4.3.3.1 Aquisição de dados

Os dados retirados do sistema, como se verificou, são valores de tensão. Como, no final, não é necessário saber a tensão, mas sim a potência que o sistema necessita, os dados foram tratados no software *LABVIEW 6.1*². As tensões passam por duas entradas distintas da placa de aquisição e o software executa os cálculos de maneira ao resultado ser potência. Os dados são gravados num ficheiro de texto, sendo fáceis de manusear em *MATLAB R2006*³. Na figura 4.20 é possível visualizar o circuito em *LABVIEW* com as operações necessárias para o fim a atingir. O sinal 2 que é a tensão aos terminais da resistência, divide pelo valor da resistência, dando a intensidade da corrente. Por sua vez, a corrente que passa na resistência multiplica pelo sinal 1, que é a tensão que alimenta o sistema, permite obter a potência. A frequência de leitura é de 1000 HZ.

4.3.4 Metodologia dos testes

Os testes foram realizados no túnel de vento do *DCA*, um túnel *EREME* subsónico de velocidade máxima de aproximadamente $30m/s$, com um ducto convergente a montante que tem uma rede em forma de favo de abelha para minorar a turbulência. A dimensão da secção de teste é de $0.8m \times 0.8m$. O controlo da velocidade é efectuado pelo ajuste do regime do ventilador que tem um valor máximo de 1500rpm.

Os testes foram realizados para três velocidades diferentes, $15m/s$, $20m/s$ e $25m/s$ em cada velocidade, para $\tau = 1$ e $\tau = 30$. Desta forma, retrata-se a entrada em degrau e em rampa de β . A fim de obter as três velocidades construiu-se o gráfico da figura 4.21 que relaciona a velocidade com o regime do ventilador do túnel de vento. Este gráfico tem a finalidade de facilitar a regulação da velocidade do ventilador, não sendo necessário fazer medições de ΔH , cada vez que se faça um teste de velocidade diferente.

²<http://www.ni.com>

³<http://www.mathworks.com>

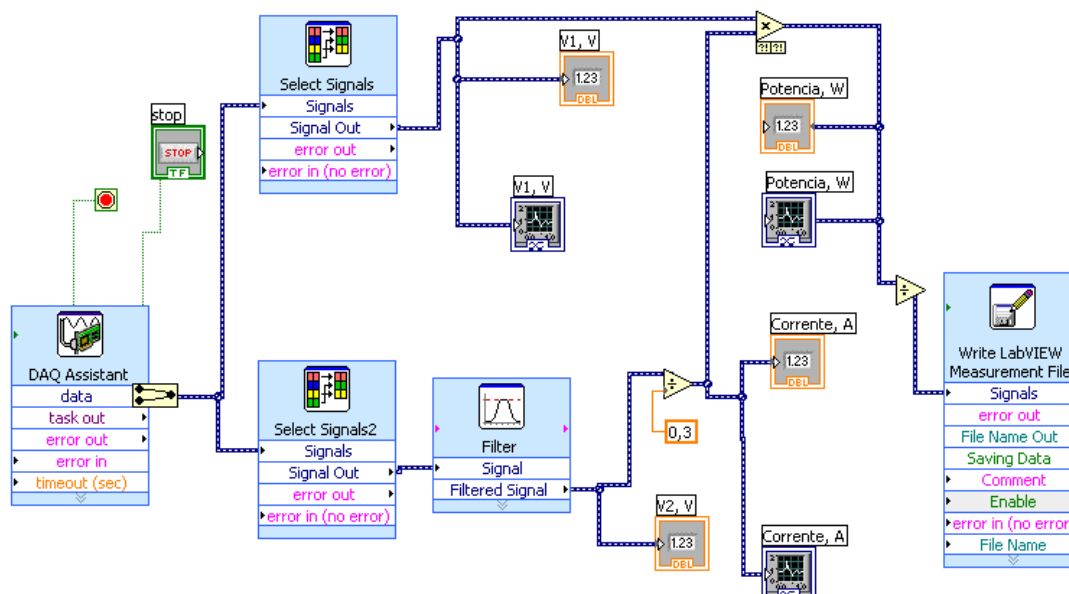


FIGURA 4.20: Tratamento de dados em LABVIEW

A variável ΔH é a altura de coluna de água, ou seja, a diferença entre a pressão estática e dinâmica. Apesar da temperatura variar, fazendo com que o regime do ventilador não seja o mesmo, em qualquer condição climática, para obter a mesma velocidade, a aproximação é bastante boa. No gráfico é visível a variação do regime do ventilador e a variação do ΔH com a correspondente velocidade. A cada velocidade variou-se o movimento do flap de $k=-3$ até $k=3$ para, assim, se poder comparar com os resultados numéricos. Da equação 2.40 consegue aferir-se que por exemplo para $k=0$, o movimento deveria oscilar entre 0° e 11.24° . As deflexões foram feitas em três ciclos durante 35 segundos cada ciclo.

Durante os ensaios preliminares verificou-se a necessidade de se efectuar dois tipos de testes: testes do perfil com flap sem flap acoplado. Ou seja, realizou-se um teste com o modelo do perfil mas sem o flap e, o mesmo teste com o modelo do perfil já com flap. Isto porque logo nos primeiros momentos do primeiro teste, notou-se um enorme ruído na leitura dos dados. Com os dois tipos de teste consegue-se saber o valor desse ruído. Este ruído advém de vários factores, um dos quais o ventilador ser movimentado por um motor eléctrico e este criar um campo electromagnético forte que interferia nos próprios actuadores. Os actuadores oscilavam sozinhos sem nenhum comando lhes ser enviado. A partir daí foi necessário redefinir os sistemas electromecânicos. A primeira medida a tomar foi criar um escudo em torno dos fios que iam da placa dos servos e que alimentavam estes dentro do túnel. Assim, toda a extensão de fios foi entrelaçada. Outra medida foi adicionar ferrites, que actuam como filtros de sinal, dentro do perfil o mais próximo possível dos servo-motores. O problema atenuou bastante, não sendo

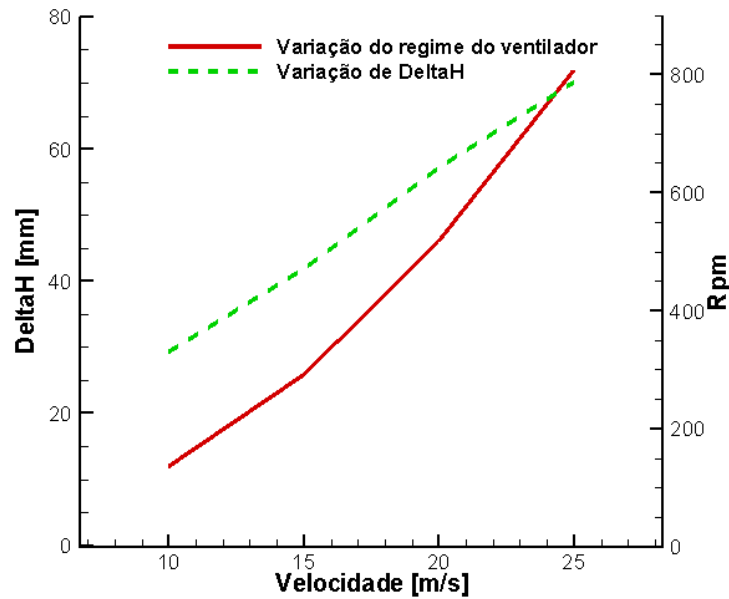


FIGURA 4.21: Gráfico de calibração da velocidade no túnel de vento

visível o movimento involuntário dos servo-motores. Ainda assim, ao efectuar um teste com o flap desacoplado executando o movimento correspondente a um certo k , depois realizar o mesmo teste mas com o flap acoplado para as mesmas condições de deflexão, poderia subtrair-se o resultado do primeiro teste ao do segundo de forma a eliminar todo o tipo de valores associados ao ruído electrónico e atrito, que é outro elemento perturbador nas leituras, existente nas calhas dos flaps.

4.4 Resultados experimentais e discussão.

Os dados retirados do *LABVIEW* foram exportados para o *MATLAB* para serem analisados em forma de gráficos na *toolbox curve fitting tool*. Sobrepõe-se os gráficos dos testes, com flap acoplado e flap desacoplado, calcula-se o integral em função do tempo da potência despendida em cada teste e subtrai-se o valor das potências dos dois tipos de testes.

O primeiro gráfico da figura 4.22 retrata a evolução da potência no tempo para $\tau = 30$ e $15m/s$. O integral é calculado no módulo *analysis* da *toolbox* do *MATLAB*, para o intervalo de valores onde existe o movimento. É importante realçar que a escolha dos gráficos é meramente casual, pois os valores retirados da experiência são extensos, não sendo possível apresentar todos os casos no trabalho. Por exemplo, para o caso do movimento perto dos 10 segundos da figura 4.22, para o caso do flap acoplado, o cálculo do integral está representado na figura 4.23. Os mesmos gráficos, mas para o caso do perfil com flap simples estão representados nos gráficos 4.24 e 4.25.

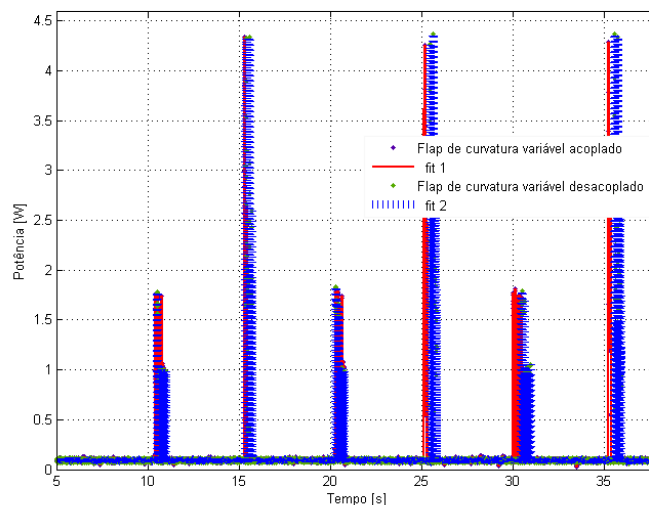


FIGURA 4.22: Teste com flap de curvatura variável, $k=3$ e velocidade de $15m/s$ e $\tau = 30$

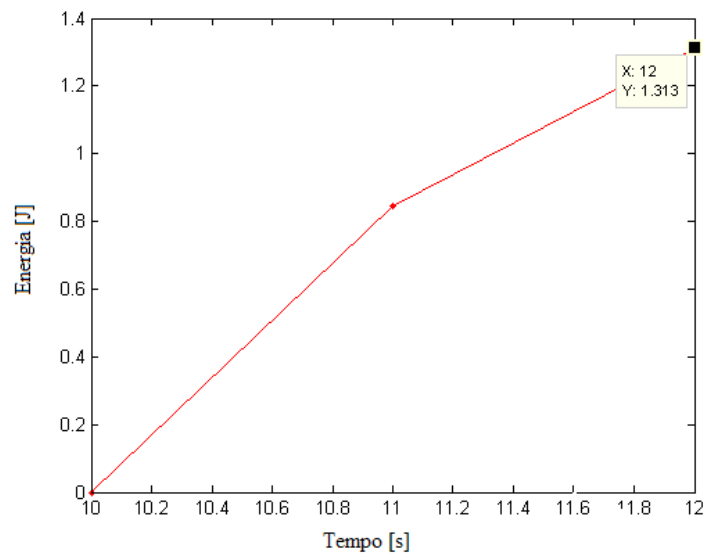


FIGURA 4.23: Energia ao longo do tempo para flap de curvatura variável, $k=3$, flap acoplado

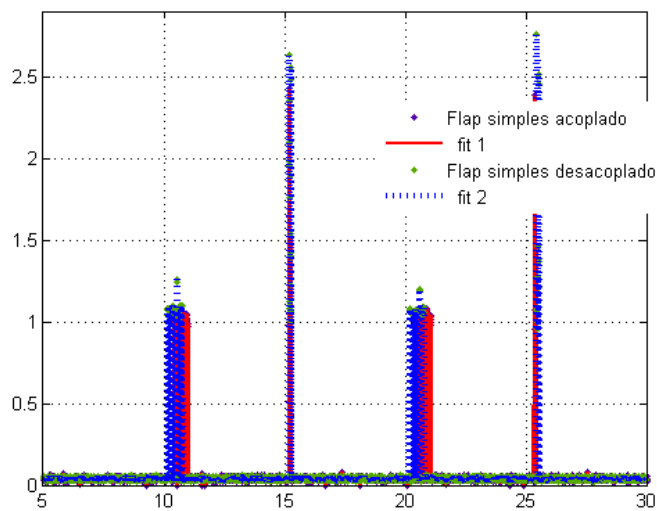


FIGURA 4.24: Teste para flap simples, $k=3$ e velocidade de $15m/s$ e $\tau = 30$

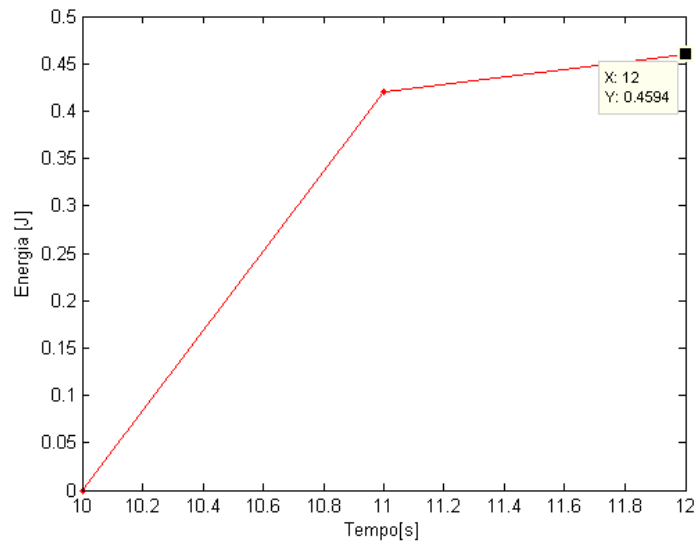


FIGURA 4.25: Energia ao longo do tempo para flap simples, k=3, flap acoplado

A tabela apresenta os valores retirados para os valores de k, a média dos valores máximos de potência, a diferença destas médias para cada um dos casos, flap acoplado e desacoplado e o calculo de C_{WA} a partir da equação 2.36.

K=3 15ms				
Tau = 30	Flap Simples		Flap curvilíneo	
	com flap	sem flap	Com Flap	Sem Flap
	0,36211	0,09738	1,19997	1,14710
	0,41508	0,09692	1,24047	1,36780
	0,46457	0,97435	1,31729	1,40056
Média	0,41392	0,09715	1,25258	1,30515
Diferença	0,31676		0,05258	
CWA	0,01771		0,00294	
K=1 20ms				
Tau = 30	Flap Simples		Flap curvilíneo	
	com flap	sem flap	Com Flap	Sem Flap
	0,459423	0,402951	0,810451	0,762704
	0,449345	0,387367	0,827273	0,823927
	0,603218	0,561988	0,818105	0,756552
Média	0,503995	0,450769	0,818610	0,781061
Diferença	0,053227		0,037549	
CWA	0,002977		0,002100	
K=0 25ms				
Tau = 30	Flap Simples		Flap curvilíneo	
	com flap	sem flap	Com Flap	Sem Flap
	1,4306	0,3205	0,9526	0,6977
	1,3135	0,2579	0,9293	0,7033
	1,3932	0,2077	1,0834	0,6972
Média	1,3791	0,2620	0,9884	0,6994
Diferença	1,1170		0,2890	
CWA	0,0625		0,0162	

TABELA 4.1: Cálculo de C_{Wa} para $\tau = 30 - a$)

K=0 15ms			
Flap Simples		Flap curvilíneo	
com flap	sem flap	Com Flap	Sem Flap
1,06473	0,20734	1,28217	0,36254
1,06601	0,21874	0,81119	0,32740
1,00932	0,19216	0,90163	0,32377
1,04669	0,20608	0,99833	0,33790
0,84061		0,66043	
0,04701		0,03693	
K=2 20ms			
Flap Simples		Flap curvilíneo	
com flap	sem flap	Com Flap	Sem Flap
0,519771	0,031478	0,767977	0,380385
0,503218	0,028492	0,912662	0,222370
0,587367	0,042012	0,978875	0,581125
0,536785	0,033994	0,394627	0,886505
0,502791		0,491878	
0,028117		0,027507	
K=3 25ms			
Flap Simples		Flap curvilíneo	
com flap	sem flap	Com Flap	Sem Flap
1,5006	0,5342	0,4815	0,3123
1,4910	0,4892	0,5218	0,3247
1,5557	0,8322	0,5572	0,3556
1,5158	0,6185	0,5202	0,3309
0,8972		0,1893	
0,0502		0,0106	

TABELA 4.2: Cálculo de C_{Wa} para $\tau = 30 - b$

K= -2 15ms			
Flap Simples		Flap curvilíneo	
com flap	sem flap	Com Flap	Sem Flap
1,56276	0,47775	1,68873	0,49314
1,32417	0,45920	1,76690	0,67870
1,56382	0,47775	1,73221	0,22257
1,48358	0,47157	1,72928	0,46480
1,01202		1,26448	
0,05659		0,07071	
K=-1 20ms			
Flap Simples		Flap curvilíneo	
com flap	sem flap	Com Flap	Sem Flap
0,529200	0,088544	0,982070	0,647358
0,536966	0,075793	0,959543	0,752565
0,771093	0,202182	0,882553	0,553825
0,612420	0,122173	0,921048	0,653195
0,490247		0,267853	
0,027416		0,014979	
K=-3 25ms			
Flap Simples		Flap curvilíneo	
com flap	sem flap	Com Flap	Sem Flap
1,2603	0,1364	0,7452	0,2036
1,2307	0,1773	0,7557	0,1972
1,3827	0,0761	0,8910	0,2025
1,2912	0,1299	0,7973	0,2011
1,1613		0,5962	
0,0649		0,0333	

TABELA 4.3: Cálculo de C_{Wa} para $\tau = 30 - c$

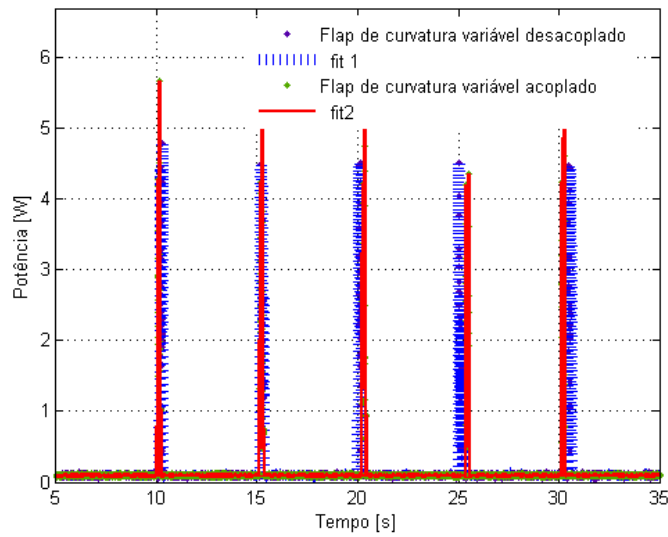


FIGURA 4.26: Testes para flap de curvatura variável, $\tau = 1$, $k=3$ e velocidade 20m/s.

Tau = 0	K=3 20ms			
	Flap Simples		Flap curvilíneo	
	com flap	sem flap	Com Flap	Sem Flap
	0,172693	0,136051	0,550917	0,525958
	0,17289	0,137985	0,557237	0,503946
	0,157032	0,113966	0,509524	0,488461
Média	0,16753833	0,129334	0,539226	0,506121667
Diferença	0,038204333		0,033104333	
CWA	0,002136484		0,001851279	

TABELA 4.4: Cálculo de C_{Wa} para $\tau = 1, k=3$ e velocidade de 20m/s.

É notório que, em geral, C_{Wa} para o flap simples é maior que para o flap de curvatura variável. Salvo para $k = -2$ o flap de curvatura variável apresenta um valor mais alto de coeficiente de trabalho. Para $\tau = 1$, ou seja, uma entrada em degrau no comando dos actuadores, os valores apresentam-se com a mesma relação quando se comparam os dois flaps, pois os servo-motores caracterizam-se por um movimento dado por impulsos na ordem de 2ms. Assim, comandando o servo para actuar num tempo relativamente curto, este adaptar-se-á de forma a distribuir os impulsos e fazer o movimento no menor tempo possível. Ainda assim, o gráfico da figura 4.26 apresenta os valores retirados do teste para $\tau = 1, k = 3$ e 20m/s, onde é visível a relação de valores entre os dois tipos de flaps para τ 's diferentes.

A tabela 4.4 demonstra o cálculo de C_{Wa} para $\tau = 1$. Os valores ΔC_L^2 foram retirados do estudo de Andrade [1] demonstrados na tabela 4.5, a variação do coeficiente de sustentação é a mesma para o flap de curvatura variável e o flap simples:

Pode-se dizer que para $\tau = 1$, a variação de C_{Wa} é a mesma que para $\tau = 30$. Outro facto não menos importante é C_{Wa} aumentar com o aumento da velocidade. Nas tabelas 4.1, 4.2 e 4.3 para $\tau = 30$ e $k = 3$, por exemplo, C_{Wa} é menor para 15m/s do que para 25m/s.

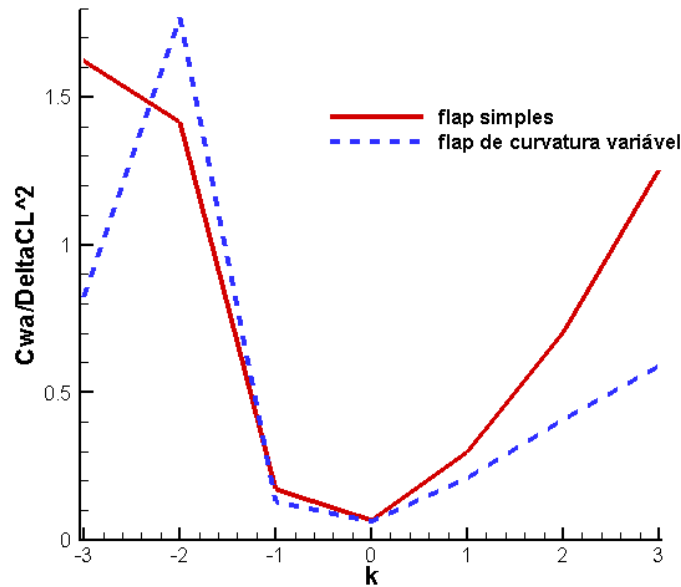


FIGURA 4.27: Comparação de C_{wa} requerido para o flap simples e o de curvatura variável

k	ΔCL
-3	0,2
-2	0,2
-1	0,4
0	0,4
1	0,1
2	0,2
3	0,2

TABELA 4.5: Variação de ΔC_L com k

Este comportamento está de acordo com o facto de, o arrasto aumentar, para velocidades maiores, para qualquer flap . Está patente na figura 4.27 os valores experimentais de C_{wa} para $\tau = 30$. São valores que comparados com os valores numéricos, são de uma ordem de grandeza mais elevada, mas a sua variação é coerente com a dos valores numéricos. O que deixa transparecer que estes valores experimentais também são coerentes, apesar de dezenas de vezes maiores que os valores teóricos. Isto deve-se ao facto da teoria permanente do perfil delgado não tomar em conta as forças inerciais e estruturais.

4.5 Comparação de custo, peso e complexidade

O sistema implementado no flap de curvatura variável é mais pesado e de maior custo que o sistema implementado no flap simples. Enquanto que no flap simples só se usa um servo-motor, uma haste e um guinhól, no flap de curvatura variável o sistema é constituído por dois servos, duas hastes e dois guinhoís. Este aspecto duplica o peso e o custo do sistema. A complexidade é idêntica nos dois sistemas diferindo somente no facto do sistema do flap de curvatura variável requerer o dobro dos componentes do sistema do flap simples. Este facto não descredibiliza o flap de curvatura variável, pois a sua eficiência aerodinâmica e energética é superior ao do flap simples. O sistema de actuação (excluindo o flap) é duas vezes mais pesado e duas vezes mais caro do que o do flap simples mas, uma vez que usa materiais e equipamentos convencionais e de baixo custo, é melhor do que o flap contínuo.

Capítulo 5

Conclusões e trabalhos futuros

5.1 Sumário

Usou-se a teoria não permanente do perfil delgado para determinar a energia requerida por um actuador, para movimentar três tipos de flap: flap contínuo, flap de curvatura variável e flap simples. Assim foi possível comparar a eficiência energética, em termos teóricos, os três tipos de flap. Construiu-se um sistema electromecânico para implementar no perfil, com flap de curvatura variável e testar num túnel de vento. Desenhou-se e construí-se outro perfil idêntico ao anterior, mas com flap simples. Construí-se um sistema electromecânico para movimentar o flap simples e desta forma, também ser testado no túnel de vento. Isto tornou possível a comparação a nível energético, em termos práticos, dos dois tipos de flap.

5.2 Contribuição para o estado da arte

A partir do trabalho realizado sobre o estudo aerodinâmico do flap de curvatura variável [1], a maior contribuição deste estudo foi demonstrar que o desempenho energética deste flap aproxima-se muito do de um flap contínuo. Com vista a alcançar este objectivo foram desenvolvidos: (1) uma ferramenta computacional para o estudo teórico da eficiência energética de qualquer tipo de flap e (2) um sistema electromecânico para o movimento de um flap de curvatura variável.

5.3 Conclusões

Com este trabalho é possível constatar que o modelo do perfil com flap de curvatura variável desenvolvido na UBI é sem dúvida uma alternativa viável ao flap simples, na aplicação em UAV's. Isto é, a aplicação do flap de curvatura variável em detrimento do flap simples, pode diminuir o consumo energético, utilizado na actuação do flap, em cerca de 15% nos dados experimentais e 7% nos dados teóricos. Este valor é muito interessante quando se fala em UAV's, pois, como se sabe, são aeronaves que têm de consumir o mínimo possível para, assim, poder voar com mais equipamento que varia com a missão pretendida. Ainda que o sistema utilizado na actuação do flap de curvatura variável seja mais pesado, cerca do dobro, uma vez que tem que possuir dois servo-motores no lugar de um, parece ser compensatório se tivermos em conta o preço dos materiais convencionais utilizados. O facto de possuir dois servo-motores deve-se à forma como o flap deflecte. A rotação do flap simples é pouco complexa pois basta um ponto de actuação para movimentar o flap no seu eixo. O flap de curvatura variável tem o eixo muito deslocado da linha de corda, o que faz com que sejam necessários dois pontos de actuação para evitar desalinhamento do flap e possível falha de funcionamento.

A nível de complexidade do sistema, o do flap de curvatura variável exige que os servos tenham o mesmo eixo de rotação, o mesmo comprimento de haste ou arame e, ainda, a mesma amplitude de movimento mas em sentidos opostos. Tem que existir rigor na precisão do movimento dos dois servos, pois o movimento tem de ser coordenado senão haverá desalinhamento do flap e até possibilidade de encravar. No caso do flap simples também o sistema é todo ele simples. O facto de só possuir um servo reduz em muito o trabalho necessário. Pode ficar embutido na asa, perto do flap e ter uma haste pequena para fazer o movimento pretendido.

Em termos aerodinâmicos, o flap de curvatura variável é mais vantajoso. O sistema está todo embutido na asa, tanto os servos como as hastes e guinhóis. Enquanto que o sistema implementado no flap simples tem o servo embutido mas a haste e o guinhól não. Facto este que interfere no escoamento em torno do flap, tornando o flap de curvatura variável ainda mais vantajoso que o flap simples.

Os valores obtidos na implementação numérica não são da mesma ordem de grandeza que os que foram obtidos na prática. Isto talvez se deva à própria definição da constante η na teoria não permanente do perfil delgado. Se se tiver em consideração que um servo é um motor eléctrico rotativo de pequenas dimensões, com baixa eficiência energética como se pode verificar nos gráficos da secção 3, é de esperar que a eficiência não seja comparável a um sistema pneumático ou hidráulico, por exemplo. Outro factor

importante a salientar ainda em relação à definição da constante η é o facto que na teoria não permanente do perfil delgado, só se consideram as forças aerodinâmicas, entre todas as outras forças que actuam no flap, demonstrado na figura 2.1. Na prática têm de se considerar todos os tipos de forças: inerciais, estruturais e aerodinâmicas. Isto devido ao facto de existirem sempre atritos ou pequenos desalinhamentos e outros aspectos impossíveis de anular na prática. Ainda assim a relação dos valores entre os diferentes tipos de flaps, é coerente, entre a previsão teórica e as experiências.

Um trabalho deste tipo é muito amplo no que se entende em áreas de conhecimento: desde implementação numérica com programação computacional, desenho computacional dos sistemas electromecânicos, desenho computacional do perfil com flap simples, construção total do perfil e flap simples, estudo de electrónica, implementação dos sistemas em túnel de vento e tratamento de resultados adquiridos pela placa de aquisição de dados. Ainda assim os objectivos do ponto 1.5 foram todos alcançados e provou-se que o modelo do perfil totalmente inovador, desenvolvido no *DCA* é um flap mais eficiente que um flap simples, por exemplo e, muito próximo de um flap contínuo. Mas, se se comparar o custo de construção de um flap contínuo, também o flap de curvatura variável saí a ganhar. É totalmente construído, tanto o perfil como o sistema electromecânico, com materiais convencionais e muito mais acessíveis economicamente, que os usados na construção do flap contínuo.

5.4 Trabalhos futuros

Perante os resultados obtidos neste estudo e no da referência [1], o passo mais importante a seguir é implementar o flap e o sistema num UAV e, constatar a eficiência do flap de curvatura variável e o correspondente sistema electromecânico.

Bibliografia

- [1] Andrade, Edi: *Projecto de um perfil de arqueamento variável para um UAV de vigilância*. Universidade da Beira Interior, 2007.
- [2] Gamboa, Pedro: *Multidisciplinary design optimization of Morphing aircraft*. Universidade da Beira Interior, 2007.
- [3] Gandhi, F. e P. Anusonti: *Skin design studies for variable camber morphing airfoils*. IOP PUBLISHING, january 2008.
- [4] inc, Flexic: *Adaptive Leading and Trailing Edge Flaps*. www.flxsys.com, July 2008.
- [5] Powers, S. G., L.D. Webb, E.L. Friend, e W.A Lokos: *Flight Test Results from a Supercritical Mission Adaptive Wing with Smooth Variable Camber*. NASA Technical Memorandum, 1920.
- [6] Parker, H.F.: *The Parker Variable Camber Wing*. Annual Report National Advisory Committee for Aeronautics, 1920.
- [7] Szodruch, J. e R Hilbig: *Variable Wing Camber for Transport Aircraft*. Program aerospace science, 25, 1988.
- [8] Pinkerton, J.L. e R. W. Moses: *A Feasibility Study to Control Airfoil Shape Using THUNDER*. NASA Technical Memorandum, (4767), 1997.
- [9] Smith, A. M. O.: *High-Lift Aerodynamics*. J. AIRCRAFT, 25, 1975.
- [10] Forster, E., B. Sanders, e F. Eastep: *Synthesis of a Variable Geometry Trailing Edge Control Surface*. AIAA Journal, April 2003.
- [11] Sanders, B., F. E. Eastep, e E. Forster: *Aerodynamic and Aeroelastic Characteristics of Wings with Conformal Control Surfaces for Morphing Aircraft*. Journal of Aircraft, 40, January 2003.
- [12] William, H. R. e A. Pope: *Low-Speed Wind Tunnel Testing*. Jonh Wiley & Sons, 1984.

- [13] Morel, T.: *Comprehensive Design of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions - Author's Closure*. Journal of Fluids Engineering, 98(1):131–133, March 1976.
- [14] Morel, T.: *Comprehensive Design of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions*. Journal of Fluids Engineering, 97(2):225–233, June 1975.
- [15] Metha, R. D.: *Turbulent Boundary Layer Perturbed by a Screen*. AIAA Journal, 23:1335–1342, September 1985.
- [16] Metha, R. D. e P. Bradshaw: *Design rules for small low speed wind tunnels*. Aeronautical Journal, 83:443–449, November 1979.
- [17] Cimbala, J. M., M. L. Billet, D. P. Gaublomme, e J. C. Oefelein: *Experiments on the Unsteadiness Associated with a Ground Vortex*. Journal of Aircraft, 28(4):261–268, April 1991.
- [18] Cimbala, J. M., D. R. Stinebringand, A. L. Treaster, e M. Billet: *Experimental Investigation of a Jet Impinging On a Ground Plane in the Presence of a Cross Flow*. Report to Naval Development Center, Applied Research Lab., Pennsylvania State Univ., University Park, PA, 1987.
- [19] Brederode, V.: *Fundamentos de Aerodinâmica Incompressível*. Authors Edition, 2000.
- [20] Forster, E., B. Sanders, e F Eastep: *Modeling and Sensitivity Analysis of a Variable Geometry Trailing Edge Control Surface*. AIAA Journal, April 2003.
- [21] Gern, F. H., D. J. Inman, e R. K. Kapania: *Computation of Actuation Power Requirements for Smart Wings with Morphing Airfoils*. AIAA Paper 2002-1629, April 2002.
- [22] Mathieu, J e J. Scott: *An introduction to Turbulent Flow*. Cambridge University Press, 2000.
- [23] Redeker, G., G. Wichmann, e H.C. Oelker: *Aerodynamic Investigations Toward an Adaptive Airfoil for a Transonic Transport Aircraft*. J. Aircr., 23:398–405, December 1986.
- [24] Johnston, C., W. Mason, C. Han, H. Robertshaw, e D. Inman: *Actuator-Work Concepts Applied to Unconventional Aerodynamic Control Devices*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 44, November 2006.
- [25] Von Karman, T. e Sears: *Airfoil Theory for Non-Uniform Motion*. Journal of the Aeronautical Sciences, 5(10):378–390, August 1938.

- [26] *Neumark's theorem and quantum inseparability*. Foundations of physics, july 2005.
- [27] —. Bulletin of the American Mathematical Society, 53(3), 1947.
- [28] Kitagawa, K.: *Sur le principe de Duhamel*. Mathematical Sciences, 66(7), 1990.