



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Instalação de um Sistema Propulsivo Eléctrico no Planador Swift'light: Projecto da Estrutura e Melhoramentos Aerodinâmicos

Miguel Ângelo dos Santos Fernandes

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeronáutica

(2º ciclo de estudos)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

Covilhã, Outubro de 2011

Folha em branco

“Do not worry about your difficulties in mathematics. I can assure you mine is still greater.”

“Every day I remind myself that my inner and outer life are based on the labours of other men, living and dead, and that I must exert myself in order to give in the same measure as I have received and am still receiving.”

- Albert Einstein

Sophia, Honorem et Robur

Folha em branco

Dedicatória

Dedico esta dissertação a uma pessoa especial, Maria Lopes, por toda a sua determinação, coragem, altruísmo e apoio nos tempos mais difíceis para mim. E por todos os momentos felizes que passamos juntos.

Folha em branco

Agradecimentos

Como em qualquer trabalho de grande envergadura, há uma série de pessoas sem o apoio das quais este trabalho não seria possível.

Antes de mais queria agradecer à minha família, em especial aos meus pais, que tanto lutaram e se sacrificaram, muitas vezes para além das suas capacidades, para que eu tivesse acesso a todos os meios para ter um futuro melhor que o meu e à imagem dos meus sonhos. Este trabalho simboliza o final desse esforço e, penso eu, o meu sucesso em pelo menos ter aproveitado as oportunidades que me foram dadas.

Quero agradecer também aos meus amigos que me ajudaram de uma maneira ou de outra durante o decorrer deste trabalho, que me souberam apoiar nos momentos mais difíceis e aos quais devo uma série de momentos inesquecíveis durante todo o tempo de universidade. Sem eles a minha experiência académica não teria sido a mesma.

Um especial agradecimento ao meu orientador, Prof. Doutor Pedro V. Gamboa, pela sua sempre pronta disponibilidade para responder às dúvidas e problemas que foram aparecendo durante o projecto e orientação em geral. Também ao meu colega de trabalho, o aluno de mestrado em Engenharia Aeronáutica Fernando Leite, que participou neste trabalho e foi responsável pelo projecto de parte dos componentes da estrutura, assim como o conceito das modificações em conjunto comigo. Algumas das imagens neste documento são também da sua autoria. Gostaria de agradecer também ao Sr. Rui Paulo, técnico do Departamento de Ciências Aeroespaciais, pela sua ajuda nas questões práticas, nomeadamente, a manufactura dos protótipos do veio e da escora.

Um outro especial agradecimento para o Sr. David Chaumet, o proprietário do planador Swift'light com o qual este trabalho foi realizado. Foi imprescindível para este projecto devido às suas ideias, experiência extensiva com fabricação em compósitos e a sua ajuda na manufactura de todos os componentes finais, montagem e testes estáticos da motorização.

Finalmente falta agradecer à Universidade da Beira Interior, em especial ao Departamento de Ciências Aeroespaciais por me permitirem tirar um curso na área em que sempre quis trabalhar.

Folha em branco

Resumo

Esta dissertação de mestrado descreve o trabalho realizado para implementar um sistema de propulsão eléctrica ao planador Swift'light, de descolagem a pé, transformando-o num planador de descolagem autónoma. Nesse sentido, o objectivo principal deste trabalho é conceber, projectar e implementar as modificações estruturais necessárias para acomodar o sistema propulsivo, enquanto que, ao mesmo tempo, esta implementação deve ser simples, leve, fácil de montar, não modificar componentes já existentes nem a posição e operação do pára-quedas de emergência. O centro de massa e a aerodinâmica do aparelho devem também ser mantidos o mais próximo possível dos valores originais. O objectivo secundário deste trabalho, baseado na suspeita de que o sistema do flap original não é o mais eficiente, é analisar e comparar entre o escoamento em volta do perfil actual e o escoamento em volta de um perfil modificado proposto, com o objectivo de verificar se este perfil possui uma maior sustentação em situações de baixa velocidade (aproximação à pista) para compensar o peso adicional imposto pela motorização da aeronave. Para atingir estes objectivos foram usadas ferramentas de desenho assistido por computador, simulação através de cálculo numérico e projecto e técnicas de construção inovadoras com materiais compósitos. Os componentes com design mais radical foram individualmente ensaiados e validados em relação aos seus requisitos de projecto de resistência e rigidez, e seguidamente todo o conjunto da motorização montado na aeronave e testado. O trabalho foi bem sucedido e resultado final e parece ser uma melhor escolha que os "kit's" e modificações de motorização disponíveis actualmente no mercado. No campo de CFD, o software ANSYS FLUENT® foi utilizado para analisar o escoamento bidimensional em volta do perfil da aeronave e comparado com a mesma análise realizada para uma versão modificada sugerida com o intuito de melhorar a eficiência de operação do flap. Foram atingidas melhorias de 3% na razão de planeio em voo normal e de cerca de 5% na sustentação e razão de planeio com os flaps totalmente deflectidos. Os resultados mostram que o novo perfil possui um melhor desempenho na operação do flap ao mesmo tempo que não prejudica o desempenho de voo normal da aeronave.

Palavras-chave

Planador; Sem cauda; SWIFT; Swift'light; Motoplanador; Descolagem Autónoma; Eléctrico; Motorização; Materiais Compósitos; CFD; Perfil; Flap

Folha em branco

Abstract

This Master Thesis describes the work realized to implement an electrical propulsion system to the footlaunched glider Swift'light, therefore transforming it in a self-launching glider. To that end, the main objective is to conceive, design and implement the structural modifications necessary to accommodate the propulsion systems, while at the same time keeping it simple, light, easy to assemble, not modifying the existing structural components, nor the launching and operation of the emergency parachute. The aircraft centre of mass and aerodynamics should also be kept as close to the original as possible. The secondary objective of the work, based on the suspicion that the original flap system was not the most efficient, is to analyze and compare the flow around the current airfoil and a proposed, modified one, in order to gain more lift in a landing approach or slow flight, to compensate the motorization weight increase. To achieve these objectives, computer assisted design, numeric simulation and innovative composite materials design was used. The components that had a more radical design, or were more critical, were tested individually to validate their compliance with strength and stiffness requirements, then the final craft assembly tested and the motorization kit that resulted was very successful and appears to be a better choice to those being currently marketed. In the CFD field, ANSYS FLUENT® was used to analyze the bidimensional flow around the real airfoil and compared to the same analysis of a suggested modified airfoil to improve flap efficiency. It was achieved a gliding ratio improvement of about 3% in normal flight, and of about 5% in lift and glide ratio with flaps fully deployed. The results show that the new airfoil provides better performance in flap operation without hampering normal flight performance.

Keywords

Sailplane; Tailless; SWIFT; Swift'light; Self-Launching; Motorization; Electric; Composites
CFD; Airfoil; Flap

Folha em branco

Índice

Dedicatória (!)	v
Agradecimentos	vi
Prefácio (opcional)	Erro! Marcador não definido.
Resumo (!)	ix
Palavras-chave	ix
Abstract (!)	xi
Keywords.....	xi
Lista de Figuras	xv
Lista de Tabelas.....	xix
Lista de Acrónimos (!).....	xxi
1 Introdução.....	1
1.1 Contextualização	1
1.2 Motivação	3
1.3 Objectivos	4
2 Revisão Bibliográfica.....	7
2.1 Introdução	7
2.2 Revisão de Conceitos.....	7
2.3 O Legado do Conceito “S.W.I.F.T.”.....	8
2.3.1 Historia e Desenvolvimento do SWIFT	8
2.3.2 Variantes do SWIFT e Aeronaves Derivadas.....	12
2.3.3 Características do Swift’light.....	14
2.3.4 Variantes Motorizadas	16
2.4 Simulação de Perfis em Software CFD.....	28
2.5 Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD)	21
2.5.1 Equações do Escoamento	21
2.5.2 Princípios de Funcionamento do Software de CFD	23
2.5.3 Modelos de Turbulência	23
2.5.4 Os modelos RANS (!).....	25
2.6 Conclusões (!)	29
3 Motorização do Swift’light.....	31
3.1 Conceito.....	31
3.1.1 Kit do Motor	35
3.1.2 Veio de Transmissão.....	39
3.1.3 Conexões em T (“Mangas”)	40
3.1.4 Suporte da Roda Dianteira e Direcção.....	40
3.1.5 Outros Elementos.....	42
3.1.6 Posição do Pára-quadras.....	47
3.1.7 Peso e Centragem	48

3.1.8	Orientação da Tracção e Equilíbrio Estático	48
3.2	Implementação	49
3.2.1	Veio de Transmissão (!)	50
3.2.2	Escoras (!)	53
3.2.3	Outros Elementos.....	53
3.3	Resultados	55
3.3.1	Ensaios dos Componentes Individuais	55
3.3.2	Montagem Completa	58
4	Análise da Fenda do Flap	61
4.1	Escolha do Software	61
4.2	Definição dos Cenários, da Geometria e Malha.....	63
4.3	Definição do Problema em FLUENT®.....	69
4.4	Independência de Malha e Validação do Modelo	71
4.5	Resultados	74
5	Conclusões	85
5.1	Motorização	85
5.2	Fenda do Flap.....	86
5.3	Sugestões para Trabalhos Futuros	87
	Bibliografia	88
	Glossário*	Erro! Marcador não definido.
	Índice Remissivo*	Erro! Marcador não definido.

Lista de Figuras

Fig. 1 - Ilustração do perfil de voo “Cross-Country” aproveitando correntes ascendentes térmicas, e mecanismos de identificação das mesmas. [1].....	3
Fig. 2 - A combinação de diferentes perfis de sustentação, gerados por diferentes conceitos da asa, traduz-se numa distribuição próxima da ideal. [8]	9
Fig. 3 - Distribuições de pressão no perfil desenvolvido para o SWIFT. [8]	10
Fig. 4 - SWIFT em voo [8].....	12
Fig. 5 - Swift'light em voo [10]	12
Fig. 6 - Configuração de transporte rodoviário do Swift'light [10]	13
Fig. 7 - Millenium em voo [11].....	13
Fig. 8 - Swift-PAS: vista lateral da fuselagem com unidade propulsiva exposta [4]	16
Fig. 9 - Swift-PAS: vista lateral da aeronave [12]	17
Fig. 10 - Swift-PAS: pormenor da unidade propulsiva com carenagem [12].....	17
Fig. 11 - P-Swift visto de lado [13].....	18
Fig. 12 - Vista 3/4 da versão motorizada por Manfred Ruhmer [14].....	19
Fig. 13 - Elektro Swift, estrutura da unidade propulsiva [14]	20
Fig. 14 - Elektro Swift, traseira da fuselagem [14].....	21
Fig. 15 - Modelos de Turbulência disponíveis no software FLUENT®.....	24
Fig. 16 - Relação entre as diferentes escalas de vórtices e a resolução das mesmas pelos diferentes tipos de modelos de turbulência.....	24
Fig. 17 - Estruturas no Escoamento Turbulento.....	25
Fig. 18 - Modelação em RANS: decomposição da velocidade	26
Fig. 19 - Vista Lateral da Estrutura de Suporte da Motorização (CAD).....	32
Fig. 20 - Corte horizontal da Fig. 16 pelo Eixo do Veio.....	33
Fig. 21 - Vista Superior da Estrutura de Suporte da Motorização (CAD)	34
Fig. 22 - Esquema do início do projecto, são visíveis as distâncias ao solo, diâmetro do hélice, posição da roda dianteira (A), tubos principais da estrutura original (B), roda traseira (C), encosto do piloto e pára-quedas (D), posições do motor (E), pá do hélice dobrável em posição de diâmetro máximo e amplitude de abertura máxima (F) e linhas horizontal e de solo (G)..	35
Fig. 23 - Motor DC Brushless HPD 10 [19]	35
Fig. 24 - Desempenho do motor em função das diferentes variáveis a uma tensão constante de 50 volt (Eficiência nominal [η]; rpm[n]; Intensidade da corrente de alimentação [I]; Potência [P]; Momento Binário[M]) [19]	36
Fig. 25 - Conversor de Corrente [20]	37
Fig. 26 - Controlador do Motor [20].....	37
Fig. 27 - Interface Gráfico [20].....	37
Fig. 28 - Interface [20].....	38
Fig. 29 - O Hélice Dobrável H25K 140m R-E-13-2 [21]	38

Fig. 30 - Esquema com a estrutura de apoio do patim, estrutura da roda dianteira, sistema de cabos da direcção e sistema de roldana	41
Fig. 31 - Protótipo da estrutura de suporte da roda dianteira: a forquilha de fibra de carbono é apenas representativa.....	41
Fig. 32 (a) e (b) - Desenho CAD do Casquilho do Rolamento (Ertalon 66SA , Frente e Verso) .	42
Fig. 33 - Desenho CAD Final do Adaptador Motor-Veio	43
Fig. 34 - Desenho CAD Final da Escora	44
Fig. 35 - Desenho CAD Esquemático da Nova Carenagem Traseira	45
Fig. 36 - Células de bateria a serem usadas.....	46
Fig. 37 (a) e (b) - Posição original do pára-quedas e do seu foguete de accionamento	47
Fig. 38 - Esquema ilustrando a posição relativa dos elementos da motorização do Swift'light (não está à escala): (a) Packs de Baterias; (b) Motor Eléctrico; (c) Hélice, Veio de Transmissão e Estrutura Relacionada; (d) Roda Dianteira e sua Estrutura de Suporte; (e) Estrutura de Suporte do Motor; (f) e (g) Elementos Electrónicos de Controlo do Motor.....	48
Fig. 39 - Protótipo pronto do veio de transmissão para os ensaios de compressão e torção, com encaixes de interface com a montagem experimental nas extremidades (a coloração amarelada provém da camada exterior de aramida/epoxy).	51
Fig. 40 - Vista geral da montagem experimental para o ensaio do veio de transmissão.....	52
Fig. 41 - A máquina electromecânica de ensaios e a montagem experimental do veio prontos para o ensaio: (a) Máquina de ensaios Zwick; (b) Célula de carga de 5kN; (c) Veio de Transmissão; (d) Suporte da extremidade do veio com rotação livre; (e) Suporte da extremidade do veio, fixo; (f) Montagem para produzir o momento torçor necessário (braço, fio, roldana e uma carga suspensa).	52
Fig. 42 - Escora Protótipo (de menor comprimento) com as rótulas nas extremidades.....	53
Fig. 43 - Resultados do software de elementos finitos no dimensionamento do casquilho do rolamento.....	54
Fig. 44 - Datasheet do Rolamento 61804-2RZ.....	54
Fig. 45- Pormenor da Rótula no Protótipo da Escora	55
Fig. 46 - Escora Fracturada na Máquina de Ensaio	56
Fig. 47 - Gráfico experimental do ensaio da escora, força em N vs o deslocamento (axial) em mm.....	57
Fig. 48 - Pormenor da Fractura da Escora por Flambagem	57
Fig. 49 - Modificação montada, sem a maioria das carenagens, é visível que as escoras foram deslocadas de posição para permitir uma carenagem mais estreita. Assentam na estrutura de suporte da roda traseira.....	58
Fig. 50 - Componentes da fuselagem do Swift'light motorizado: (A) Carenagem inferior central original; (B) Carenagem inferior traseira; (C) Carenagem inferior dianteira frontal, com estrutura do patim e roda dianteira implementada; (D) Estrutura da carenagem original dobrada, é visível o foguete reorientado e a sua “rampa”; (E) Faces laterais da carenagem traseira baseadas na carenagem original.	59

Fig. 51 - Componentes finais adicionados pelo kit de motorização desenvolvido neste trabalho: (A) Pneu, câmara-de-ar e jante da roda dianteira; (B) Travão, hidráulicos e manípulo do travão da roda dianteira; (C) Face superior da nova carenagem traseira que encobre o motor e o veio; (D) Packs de baterias Li-Po, de 6 células cada; (E) Conjunto do Motor e sua estrutura de suporte, à qual se encontram amarrados o conversor de corrente e o controlador, é também visível o interface; (F) Estrutura de suporte que substitui as escoras, com casquilho e rolamento; (G) Veio; (H) Hélice.	59
Fig. 52 - Fuselagem completa do Swift'light com o kit de motorização implementado.	60
Fig. 53 - Esquema ilustrativo da integração dos softwares FLUENT® e Gambit no processo de resolução de um problema de CFD e as suas funções neste [22].	62
Fig. 54 - Perfil do Swift 'light Sem Superfícies de Controlo.....	63
Fig. 55 - Perfil original do Swift'light com superfície de Controlo (articulação no extradorso).....	64
Fig. 56 - Novo perfil com a fenda do flap no extradorso (articulação no intradorso)	64
Fig. 57 - Perfil do Swift'light com Flap Deflectido 40°	65
Fig. 58 - Novo Perfil com Flap Deflectido 40ª	65
Fig. 59 - Exemplo de Malha Estruturada com Quadriláteros do Tipo C em Volta de um Perfil NACA0012	66
Fig. 60 - "Volume" de controlo com malha triangular não estruturada em volta do perfil do Swift'light. As fronteiras possuem um raio de 10c na zona semicircular e um comprimento de 20c na zona rectangular.	67
Fig. 61 - Pormenor da Malha no Bordo de Ataque	67
Fig. 62 - Pormenor da Malha na Fenda do Flap	68
Fig. 63 - Pormenor da Malha no Bordo de Fuga	68
Fig. 65 - Perfil do Swift 'light, distribuição da magnitude da velocidade do escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 0° de flap.....	79
Fig. 66 - Perfil do Swift 'light, distribuição do coeficiente de pressão no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 0° de flap... ..	80
Fig. 67 - Perfil do Swift 'light, distribuição da energia cinética de turbulência (k) no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 0° de flap	80
Fig. 68 - Perfil do Swift 'light, distribuição da magnitude da velocidade do escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap.....	81
Fig. 69 - Perfil do Swift 'light, distribuição do coeficiente de pressão no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap .	81
Fig. 70 - Perfil do Swift 'light, distribuição da energia cinética turbulenta (k) no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap.....	82

Fig. 71 - Perfil alternativo com a fenda no extradorso, distribuição da magnitude da velocidade do escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap	82
Fig. 72 - Perfil alternativo com a fenda no extradorso, distribuição do coeficiente de pressão no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap.....	83
Fig. 73 - Perfil alternativo com a fenda no extradorso, distribuição da energia cinética de turbulência (k) no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap	83

Lista de Tabelas

Tabela 1 - Factor de carga em relação ao rolamento numa curva estável.	14
Tabela 2 - Factor de carga máximo teórico durante uma manobra de conversão de velocidade em altitude.	14
Tabela 3 - Factor de carga aquando de uma rajada vertical	15
Tabela 4 - Propriedades dos Veios com diferentes Secções. As tensões directas resultantes do corte são as que as fibras da camada de aramida orientada a +45°/-45° estão sujeitas devido às tensões de corte geradas pela torção. A diferença de tensões axiais e de corte são as diferenças em relação à tensão máxima de projecto em cada situação. As diferenças de força de flambagem e de massa (do conjunto) referem-se à diferença em relação aos valores do veio de menor diâmetro. Todos os valores de incremento são relativos à diferença em percentagem em relação aos valores do veio de menor diâmetro.	50
Tabela 5 - Tabela com os Pesos Finais da Motorização	60
Tabela 6 - Resultados da comparação de diferentes modelos de turbulência no modelo $k-\varepsilon$, a velocidade do escoamento livre é de 19,5 m/s, e outras condições são as mesmas que têm vindo a ser descritas neste capítulo. RNG - Renormalized Group; EWT- Enhanced Wall Treatment; NEWF - Non-Equilibrium Wall Function;.....	71
Tabela 7 - Comparação entre duas densidades de malha. NACA0012 possui uma malha, com o esquema discutido neste capítulo, de 120000 elementos, enquanto que NACA0012-2 possui uma malha do mesmo género, mas apenas com 20000 elementos. A velocidade do escoamento livre é de 19,5m/s e o modelo de turbulência $k-\varepsilon$ simples.	72
Tabela 8 - Comparação entre diferentes densidades de malha, para o mesmo perfil do Swift'light, sem fendas, nas mesmas condições. Velocidade de 19,5m/s. NEWF - NEWF - Non-Equilibrium Wall Function.	72
Tabela 9 - Comparação entre os resultados dos softwares Fluent e XFLR5 para a mesma situação. O perfil é o da aeronave Swift'light sem a fenda do flap. O modelo de turbulência usado foi o $k-\varepsilon$ Realizable NEWF	73
Tabela 10 - Comparação entre os resultados do perfil do Swift'light e do perfil modificado para ter a fenda do flap no extradorso. A deflexão do flap é nula nos dois casos. A velocidade do escoamento livre é de 19,5m/s. O modelo de turbulência é o $k-\varepsilon$ Realizable NEWF.....	74
Tabela 11 - Resultados do Perfil do Swift'light com o flap deflectido a 40° comparado com o mesmo perfil com o flap com deflexão nula. A velocidade o escoamento livre é de 10,3m/s. O modelo de turbulência é o $k-\varepsilon$ RNG NEWF.	76
Tabela 12 - Resultados do perfil modificado para ter a fenda no extradorso, com o flap deflectido a 40° comparado com o Perfil do Swift'light na mesma situação. A velocidade o escoamento livre é de 10,3m/s. . O modelo de turbulência é o $k-\varepsilon$ RNG NEWF.	77

Folha em branco

Lista de Acrónimos

UBI	Universidade da Beira Interior
DCA	Departamento de Ciências Aeroespaciais
CAD	“ <i>Computer Assisted Design</i> ”; Desenho Assistido por Computador
CG	Centro de Gravidade, Centro de Massa
CS-VLA	“ <i>Certification Specifications for Very Light Aeroplanes</i> ”
CFD	“ <i>Computational Fluid Dynamics</i> ”; Dinâmica de Fluidos Computacional
RANS	“ <i>Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i> ”
EVM	“ <i>Eddy Viscosity Model</i> ”
PDE	“ <i>Partial Differential Equation</i> ”
RSM	“ <i>Reynolds Stress Model</i> ”
S-A	“ <i>Spalart-Allmaras</i> ”

Folha em branco

1 Introdução

Este capítulo delinea as motivações e objectivos deste trabalho bem como fornece uma contextualização e introdução ao tema.

1.1 Contextualização

Um planador é essencialmente uma aeronave mais pesada que o ar que se mantém no ar devido à resultante das forças aerodinâmicas que nele actuam. Em termos de forma, os planadores incorporam todos os elementos comuns a uma aeronave de asa fixa, como asas, fuselagem e a cauda. Contudo, comparativamente, planadores e as aeronaves comuns de asa fixa são muito diferentes. Enquanto os planadores possuem uma aparência simples e limpa, o projecto de uma aeronave deste género, a qual não possui qualquer tipo de propulsão, é complexo e trabalhoso para que seja capaz de voar eficientemente num qualquer conjunto de situações atmosféricas. Esta situação deve-se principalmente ao facto de que, em voo “cross-country” (ilustrado na Fig. 1), um planador deve ser capaz de subir eficientemente a baixas velocidades dentro de correntes térmicas ascendentes, assim como ser capaz de planar eficientemente entre zonas de correntes ascendentes a velocidades consideravelmente mais elevadas. Portanto, um planador bem projectado deve ser capaz de harmonizar estes dois requisitos conflituosos de voo de subida e de cruzeiro ao longo de uma vasta gama de condições existentes possíveis.

Para satisfazer estes requisitos, os planadores possuem uma série de características importantes. Tipicamente, um planador moderno é extremamente leve, possui asas com uma razão de aspecto muito elevada e uma fuselagem esguia e muito eficiente em termos aerodinâmicos. Estas características permitem a estas aeronaves explorar uma série de condições atmosféricas para se manterem no ar.

O planador SWIFT foi especialmente desenhado com estes compromissos em mente, como veremos mais à frente neste documento. O seu conceito foi bem sucedido, juntando a sua portabilidade e facilidade de operação tornou-se um design popular.

Por definição os planadores não possuem qualquer tipo de propulsão, portanto necessitam de ser lançados por métodos alternativos. Os planadores podem ser lançados com mecanismos de guinchos no solo, serem rebocados até uma certa altitude por aeronaves com propulsão independente (os rebocadores), ou iniciarem o seu voo a partir de posições com uma elevada diferença de altitude. Existem, contudo, outras variantes do planador, que, sacrificando parte da performance em voo planado, possuem algum tipo de propulsão simples, suficiente para o fazer descolar e atingir altitudes aceitáveis, ou para usar em caso de emergência (na situação de não existirem as condições atmosféricas necessárias para chegar a uma zona de

aterragem ou a uma pista). Dependendo do seu objectivo e capacidades, estas variantes encontram-se classificadas da seguinte forma:

- **Motoplanador.** Uma aeronave de asa fixa equipada com meios de propulsão, capaz de voo à vela contínuo, sem qualquer tracção fornecida pelos meios de propulsão. Este tipo subdivide-se ainda em:
 - **Motoplanador de recreio** ou **motoplanador ultra-ligeiro** (“Touring Motor Glider”). Este tipo de aeronave pode descolar e realizar voo de cruzeiro como uma normal aeronave de asa fixa, ou realizar voo à vela, com o motor desligado e o hélice embandeirado (se para isso estiver equipado como um planador. Estas aeronaves estão equipadas com um motor tractor na zona frontal, e uma fuselagem semelhante a uma pequena aeronave de asa fixa. Paralelamente têm asas com uma razão de aspecto elevada, que lhe conferem capacidades moderadas de voo à vela. Possuem um trem de aterragem convencional ou em triciclo, ao contrário da esmagadora maioria dos planadores.
 - **Motoplanador com hélice retráctil.** Possuem uma configuração muito semelhante à de um normal planador, com a excepção da inclusão de um hélice retráctil. Este está geralmente colocado no topo de um mastro dobrável, posicionado imediatamente atrás do cockpit, próximo da raiz das asas. Este mecanismo tem a capacidade de ser desdobrado ou recolhido em voo. Existem dois subtipos:
 - 1) **“Self-Launching”:** são motoplanadores com hélice retráctil, e capacidade de descolagem autónoma, cuja unidade propulsora tem potência suficiente para a descolagem e subida sustentada com um ângulo de arfagem considerável, mas que possui geralmente uma autonomia de funcionamento limitada. Geralmente não são capazes de realizar um “air-start” (iniciar o motor em voo). Contudo, devido a possuírem um trem de aterragem de um planador comum, requerem alguma assistência no táxi e início da descolagem.
 - 2) **“Sustainer”:** são motoplanadores com hélice retráctil cuja unidade propulsora tem pouca potência e é, no máximo, capaz de possibilitar subida com ângulo de arfagem reduzido. Não permitem portanto assistência na descolagem. Geralmente não possuem qualquer motor de arranque ou sistema similar. As unidades propulsoras são extremamente simples e leves. O seu objectivo é apenas estender o alcance do planador.

Uma vez no ar, eles usam a gravidade e correntes ascendentes para se manterem em altitude. No voo de talude (“slope soaring”), o planador aproveita as correntes ascendentes geradas pela interacção entre os ventos predominantes e os declives geográficos como dunas

e encostas de montanha. Enquanto no voo térmico (“thermal soaring”) são exploradas as correntes ascendentes geradas por efeitos convectivos na atmosfera, como ilustrado na Fig. 1. No voo planado, os planadores são manobrados repetidamente pelas correntes ascendentes para atingir altitudes que podem chegar aos 14000 metros. Utilizando este perfil de voo são capazes de percorrer distâncias de até 800 quilómetros.

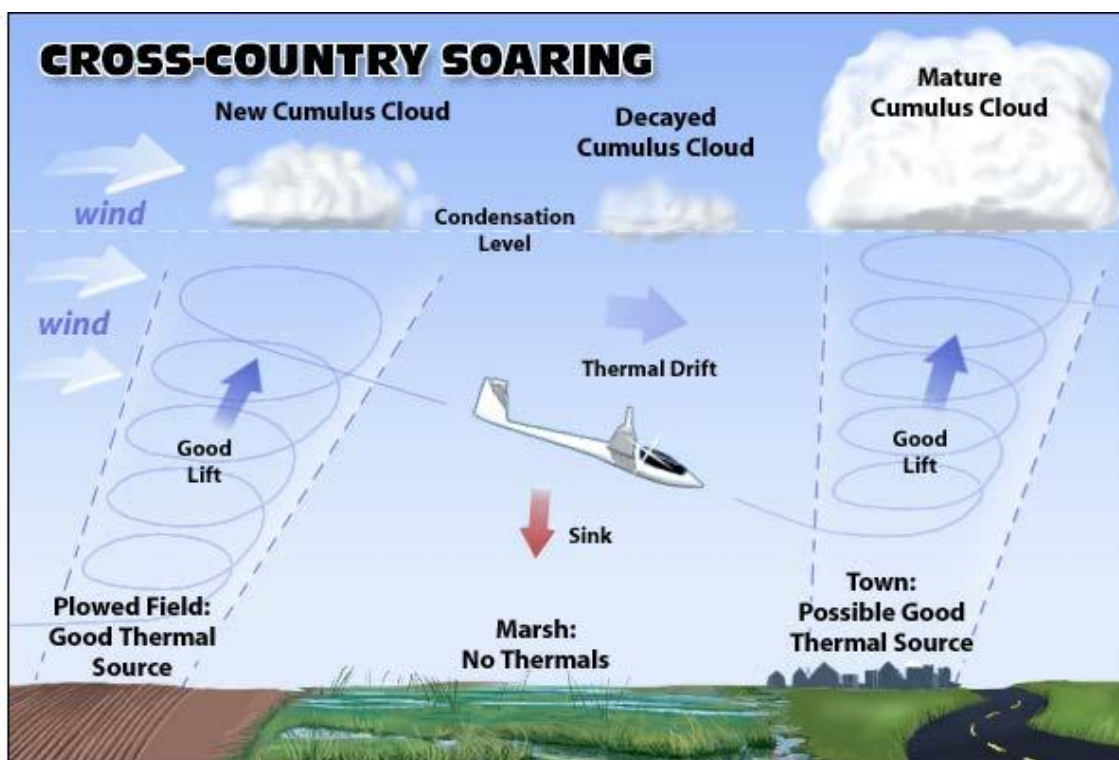


Fig. 1 - Ilustração do perfil de voo “Cross-Country” aproveitando correntes ascendentes térmicas, e mecanismos de identificação das mesmas. [1]

Apesar do seu uso principal ser em competições desportivas, os planadores são também utilizados em actividades recreativas. Em ambas as situações, a configuração de uma aeronave deste género requer um elevado grau de optimização para realizar com sucesso o seu objectivo. Apesar de os planadores modernos terem atingido um elevado nível de desenvolvimento, ainda são possíveis melhorias consideráveis se for dedicado tempo suficiente à investigação nesta área. É este um dos objectivos deste trabalho.

1.2 Motivação

É habitual surgirem no mercado aeronáutico modelos eficientes, fiáveis, com ideias revolucionárias, ou uma combinação das anteriores, que são bem aceites pelo público. Desses, alguns deixam perceber que, apesar de serem bons produtos de engenharia por eles mesmos, são passíveis de melhorias ou modificações. Esta situação ocorre por vários motivos. Ou são sobredimensionados porque implementam novos conceitos, ou foram alvo de algumas

decisões que, depois de testados a nível prático, denotam não terem sido as mais adequadas, podendo assim ser alvo de correcções que devidamente aplicadas revolucionam a dinâmica do aparelho. Por outro lado a sua estrutura ou configuração pode permitir uma fácil modificação, transformação ou implementação de novas ideias.

A principal finalidade deste trabalho é realizar melhorias e modificações a um modelo já existente, da maneira mais eficiente possível. Criando assim uma nova versão com novas funcionalidades, e aumentando a eficiência de alguns componentes na versão existente.

Sendo os objectivos alcançados, existe possibilidade de se realizar um producto de modificação de qualquer aeronave deste modelo, com base nos conhecimentos gerados neste trabalho.

Para tal será necessário obter dados e modelos geométricos a partir da própria aeronave e testar novas ideias e técnicas, sendo tudo a isto força motriz para novos trabalhos e investigações nesta aeronave.

Em última análise, espera-se que este trabalho permita aumentar o conhecimento em construção e a implementação de novas soluções, bem como a resolução de problemas aerodinâmicos em projecto detalhado aeronáutico.

1.3 Objectivos

O Swift'light, baseado no planador SWIFT, devido à sua configuração, é uma aeronave inovadora em vários campos possuindo grande potencialidade para modificações.

Existe frequentemente interesse em projecto de planadores de instalar algum tipo de propulsão por diversos motivos. O mais flagrante dos quais seria proporcionar ao planador a independência necessária para se colocar ele próprio no ar, conseguindo atingir uma determinada altitude, pois de outro modo teria que recorrer à ajuda de outros mecanismos de lançamento externos, que nem sempre se encontram disponíveis ou são dispendiosos. Contudo, ao efectuar esta modificação há sempre a adição de peso e quase sempre degradação da performance em voo planado. Claro que o projecto inteligente de tais modificações consegue atenuar estas desvantagens, mas acabará por ser sempre um compromisso entre independência e performance. Encontram-se já no mercado uma colectânea de versões de descolagem autónoma deste planador. No entanto elas possuem motores alternativos, são consideravelmente mais pesadas, mais complexas, implicam uma reconstrução extensiva do aparelho e/ou deslocação do pára-quadras de emergência, o que complica a sua extracção.

Um dos objectivos deste trabalho é, portanto, o projecto, dimensionamento e implementação dos componentes estruturais necessários à implementação de um sistema de propulsão eléctrica ao planador Swift'light, transformando-o efectivamente num planador de descolagem autónoma. Esta modificação deve ser o mais leve possível, fácil de encaixar na estrutura existente com alterações mínimas a inexistentes a componentes já existentes. A

Introdução

instalação do novo sistema propulsivo deve igualmente modificar o mínimo possível a posição e accionamento do pára-quedas de emergência, ter um impacto mínimo na posição do centro de massa da aeronave e afectar apenas ligeiramente a performance aerodinâmica do aparelho.

O objectivo secundário, é a análise de um perfil modificado em relação ao existente, que poderá aumentar a eficiência do funcionamento do flap, aumentando a sustentação a baixas velocidades (para compensar o aumento de peso imposto pela motorização), enquanto que não deve prejudicar o desempenho do aparelho em voo normal. O perfil modificado baseia-se na suspeita de que o flap pode não ter sido implementado da melhor maneira no Swift'light. Esta suspeita deve-se ao facto de, sendo a articulação das superfícies móveis no extradorso e a sua fenda estendendo-se do intradorso ao extradorso sem comunicação, a deflexão dos flaps diminui a área molhada das asas quando deflectido para baixo, na situação em que a deveria aumentar.

Esta decisão de implementação prende-se provavelmente com a portabilidade do aparelho, visto que as superfícies de controlo se dobram totalmente para cima da asa para que esta possa ser armazenada na sua caixa de transporte. Pretende-se portanto analisar, com a ajuda de software de dinâmica de fluidos computacional (CFD), um perfil modificado com a fenda no extradorso e articulação no intradorso, que mantenha a portabilidade, e comparar a sua performance com o original.

Folha em branco

2 Revisão Bibliográfica

Este capítulo contém uma versão sumária da informação que foi pesquisada e analisada para obter os conhecimentos necessários ou relevantes para o desenvolvimento deste trabalho.

2.1 Introdução

Para cumprir os objectivos propostos para este trabalho, previamente descritos, é necessária uma detalhada revisão bibliográfica para investigar a informação relevante, métodos de projecto, e outros trabalhos que possam ter sido feitos nas áreas de CFD e projecto de estruturas. Todas as fontes de informação relevantes para este trabalho serão apresentadas de seguida.

2.2 Revisão de Conceitos

Devido à complexidade associada ao escoamento em volta de uma aeronave, foi fundamental pesquisar informação na área da mecânica dos fluidos, aerodinâmica e interação fluido-sólido. Houghton e Carpenter [2] e Fox et al [3] forneceram conhecimentos significativos no que respeita a bases de aerodinâmica. Contendo as equações fundamentais do escoamento de um fluido, para além de informações relevantes relativas ao número de Reynolds, fenómeno da camada limite e introdução aos fenómenos de turbulência.

Para além de bases na área de aerodinâmica, foram também necessários conhecimentos na área da mecânica dos sólidos e mecânica aplicada. Os quais fornecem ferramentas para análise de carregamentos e posterior dimensionamento de componentes.

Beer et al [4] e [5] providenciaram boas bases para a análise a nível mecânico. Em particular equações e teoria para dimensionamento de veios, análise de forças em treliças, cálculo e análise de tensões de corte, tensão, compressão, instabilidade e torção. Estes autores são referências na área.

Para a resolução de outros problemas relacionados com o projecto de aeronaves em geral, como por exemplo mecânica de voo básica, estabilidade estática em voo, etc., Raymer [6] provou ser imprescindível. Revelou-se um manual sólido e indispensável a qualquer projecto relacionado com aeronaves, cobrindo os princípios básicos de todas as áreas necessárias ao projecto conceptual ao mesmo tempo que explica os processos específicos desta fase de projecto.

Finalmente, um documento não publicado elaborado por Rodrigues [7], forneceu todas as informações necessárias à compreensão da teoria por detrás do software de CFD.

2.3 O Legado do Conceito “S.W.I.F.T.”

2.3.1 Historia e Desenvolvimento do SWIFT

O objectivo do projecto do SWIFT foi criar um planador ultraleve que permitisse descolar e aterrar a pé, cruzando as características de voo de um planador convencional, com a portabilidade de uma asa-delta. O projecto de desenvolvimento foi levado a cabo na universidade de Stanford, Califórnia, iniciando-se com uma reunião informal em 1985, com o intuito de obter ideias para o conceito de cruzar os dois tipos de aeronave. O primeiro voo da asa foi realizado em 1989 [8].

A configuração do SWIFT é a de uma asa rígida, enflechada, sem cauda, mas com “*winglets*” a fornecerem estabilidade e controlo direccional. S.W.I.F.T. significa “*Swept Wing with Inboard Flap fo Trim*” (asa enflechada com flaps interiores para compensar), isto significa que os flaps, localizados junto à raiz da asa, servem também como compensadores horizontais. Possui “*elevons*” (“*aileron + elevator*”) que misturam o controlo do rolamento com o controlo horizontal. As “*winglets*” possuem superfícies de controlo direccional, que quando actuadas em simultâneo funcionam como travão aerodinâmico. Existe também a opção de “*spoilers*” no extradorso da asa [8].

Uma asa enflechada e sem cauda foi escolhida por diminuir o peso, mantendo estabilidade direccional, e ser mais compacta para montagem, desmontagem e operação. A configuração de asa alta permite uma boa visibilidade e distância ao solo. Toda a aeronave é suportada por correias que passam por cima dos ombros do piloto nos momentos de descolagem e aterragem, semelhante ao que acontece numa asa delta. Por esta razão foi importante desde o início do projecto reduzir o peso ao mínimo, a utilização intensiva de materiais compósitos na asa e na carenagem da fuselagem também contribui neste ponto [8]. Todos estes aspectos levam a que a massa seja de cerca de 48kg sem “*fairings*” nem pára-quadras [9] e cerca de 65kg pronto a voar.

Os inconvenientes das asas voadoras são conhecidos (pouca sustentação em relação à área da asa devido a perfis auto-estáveis, perdas de eficiência devido a maiores compensadores, baixa manobrabilidade, etc.), portanto a equipa de projecto teve um cuidado especial no projecto da asa SWIFT. O resultado foi a eliminação da maioria destes inconvenientes através de um projecto refinado da asa a três dimensões. Através de um compromisso entre enflechamento, torção e afilamento, foi possível dar alguma estabilidade direccional natural à asa, usar um perfil mais convencional, com momento de arfagem negativo (sem ser “*reflex*” e portanto pouco eficiente), ao mesmo tempo que a asa se mantém manobrável. A

localização dos flaps e a capacidade de providenciarem compensação de controlo horizontal ajudam a manter a asa eficiente, e com uma razão entre a sustentação e forças de resistência elevadas tendo em conta a sua configuração. É também possível o uso de superfícies de controlo e estabilização mais convencionais devido ao enflechamento. Tudo isto permite a esta asa combinar os benefícios das asas voadoras e asa-delta, sem ser prejudicada pelas desvantagens deste tipo de asa [8].

O conceito é semelhante a combinar a sustentação gerada por uma asa sem torção e com algum ângulo de ataque (o efeito dos compensadores) com a sustentação gerada por uma asa com torção com sustentação nula. Apesar do arrasto induzido de cada um destes componentes ser relativamente elevado, a sua soma torna-se uma distribuição de sustentação próxima da ideal como demonstrado na Fig. 2 [8].

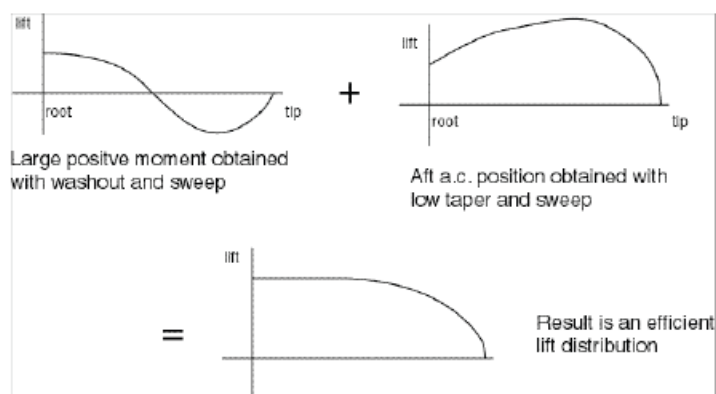


Fig. 2 - A combinação de diferentes perfis de sustentação, gerados por diferentes conceitos da asa, traduz-se numa distribuição próxima da ideal. [8]

Ao nível da estrutura, o SWIFT foi desenhado com o objectivo de ter forças de resistência baixas (asas completamente encastradas, definição precisa do perfil da asa para escoamento laminar, etc.) e peso reduzido, para além de ser desmontável. A asa possui um Caixa de torção em D a ocupar o primeiro quarto da corda [8]. Este tubo é uma combinação de caixa de torção com longarina, constituído principalmente por fibra de carbono [9]. A partir de um quarto da corda prolongam-se nervuras até à fenda das superfícies de controlo. A cobertura das asas utiliza uma “sanduíche” de resina reforçada com fibras de aramida, com “Clarck Foam” [8] (uma espuma de poliestireno). A estrutura da fuselagem é essencialmente constituída por aço AISI 4130 e liga de alumínio Zicral [9].

Em relação ao perfil este foi criado de raiz para esta asa, possui um pequeno momento de arfagem negativo, e foi desenhado para operar no intervalo do número de Reynolds de entre 7×10^5 a 2×10^6 . Aproveita o escoamento laminar até 25% da corda (abaixo do que acontece noutros planadores, mas é um compromisso aceitável em relação à redução de peso), no entanto foi desenhado para a sua performance não se degradar muito se isto não acontecer (se o escoamento se tornar turbulento devido a chuva, irregularidades na superfície nesta zona, etc.). Esta percentagem da corda foi escolhida pois a equipa de projecto tinha a noção de que nesta zona a superfície poderia ser facilmente construída com precisão e suavidade. [8]

A espessura do perfil no eixo de rotação dos flaps e dos “elevons” era originalmente grande para conferir resistência estrutural nesta área. Contudo, com os testes do primeiro protótipo, a equipa de desenvolvimento apercebeu-se que esta zona estava sobre dimensionada. As grandes fendas deixadas nesta zona (entre a asa e a superfície de controlo) produzem forças de resistência aerodinâmica consideráveis. Apesar de o perfil ter sido redesenhado para reduzir este efeito, nunca foram realizados testes com o objectivo de analisar este problema e a sua possível solução [8]. Determinar os efeitos desta falha e apresentar possíveis soluções é parte dos objectivos deste trabalho.

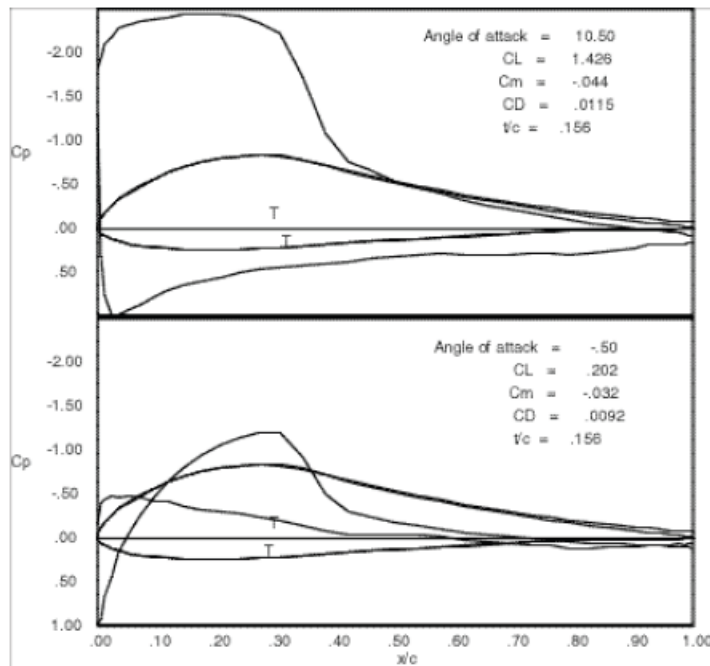


Fig. 3 - Distribuições de pressão no perfil desenvolvido para o SWIFT. [8]

A Fig. 3 ilustra a geometria do perfil. A espessura máxima é considerável e encontra-se significativamente deslocada para a frente. Um objectivo na concepção do perfil foi assegurar que podia operar normalmente num grande intervalo de valores do coeficiente de sustentação de modo a operar eficientemente com um “inboard flap”(flap interior, junto da fuselagem). Na Fig. 3 está ilustrada a distribuição de pressão para os coeficientes de sustentação de 0,2 e 1,4. Existe escoamento laminar sobre 25% a 30% da corda, o que não é impressionante neste tipo de aeronave, mas necessário para atingir os objectivos a nível de peso [8].

Ao nível de estabilidade, várias características foram pensadas para ajudar neste campo, algumas já referidas anteriormente. Uma grande corda do perfil da raiz proporciona amortecimento dos momentos de arfagem, contribuindo para a estabilidade dinâmica e reduzindo a possibilidade de a aeronave rodar sobre o seu próprio eixo em condições extremas, um problema inerente ao conceito de asa voadora. Esta característica proporciona também aos “elevons” uma maior autoridade, em particular para baixas velocidades. Para as características de perda, contribuem o afilamento da asa moderado, torção efectiva da asa elevada e geradores de vórtices (“vortilons”) ligeiramente abaixo do bordo de ataque [8].

Revisão Bibliográfica

Para a estabilidade lateral contribuem a incidência das “*winglets*”, o ângulo da “*winglet*” com o plano da asa e a torção da asa. Estes elementos foram estudados analiticamente e testados em modelos rádio-controlados antes da sua aplicação [8].

O grande tamanho dos “*elevons*” (metade da envergadura) proporciona uma grande autoridade a nível de rolamento [8].

2.3.2 Variantes do SWIFT e Aeronaves Derivadas

Esta subsecção apresenta as aeronaves relacionadas com o desenvolvimento do SWIFT e seus desenvolvimentos posteriores.

2.3.2.1 SWIFT



Fig. 4 - SWIFT em voo [8]

Esta é a versão original, resultante do trabalho da investigação levada a cabo pela Universidade de Stanford, e produzido originalmente pela Bright Star Gliders.

2.3.2.2 Swift'light (Aeriane)



Fig. 5 - Swift'light em voo [10]

O Swift'light, uma versão melhorada do SWIFT, pela Aeriane, possui uma série de melhorias a nível estrutural (substituição da casca da asa por outro material mais leve, novo cockpit, etc)

e a nível aerodinâmico (ângulo de inclinação das “winglets” alterado, aumento da envergadura, aumento das superfícies de controlo verticais), que permitem uma melhoria do desempenho. Inclui também um sistema de transporte rodoviário (Fig. 6) e possui um cockpit totalmente desmontável o que melhora substancialmente a portabilidade para o operador comum. Possui também a opção de travões aerodinâmicos. É actualmente fabricado pela Aeriane. [10] É sobre esta versão que se dedica este estudo.



Fig. 6 - Configuração de transporte rodoviário do Swift'light [10]

2.3.2.3 Millenium



Fig. 7 - Millenium em voo [11]

Este modelo é uma asa-delta rígida, baseado na asa do SWIFT. Uma das diferenças mais significativas entre este e o seu antecessor, é a constituição da asa, que mantém a estrutura do bordo de ataque, uma longarina estilo “D tube” em fibra de carbono, e das nervuras, sendo os restantes cerca de quatro quintos da asa recobertos com lona. Esta característica reduz o peso significativamente, aumenta a portabilidade, enquanto que a perda de desempenho não é significativa. É produzido pela Bright Star Gliders. [11]

2.3.3 Características do Swift'light

Os dados apresentados nesta subsecção têm origem no manual de operação do Swift'light [9] e pretendem dar a conhecer as capacidades da aeronave e os pontos críticos do seu envelope de voo, entre outros.

2.3.3.1 Limites de Operação

O Swift'light é um planador de lançamento com corrida a pé. Ao contrário de outras aeronaves deste género, é muito fácil atingir a Vne (Velocidade a não exceder). Para manter a segurança é importante manter a velocidade dentro dos limites.

- Manobras acrobáticas e a perda assimétrica propositada são proibidas.
- As manobras autorizadas são:
 - 60 graus de pranchamento
 - 30 graus de picada em relação ao horizonte
 - 30 graus de cabragem em relação ao horizonte

O Swift'light tem que estar equipado com um pára-quedas com lançamento propulsionado por foguete, firmemente ligado à estrutura e ao piloto. O pára-quedas contribui para o balanceamento estático do centro de gravidade.

2.3.3.2 Massa e Factores de Carga

A massa da aeronave vazia (sem carenagem) é de 48 kg ou 106 lbs

A massa máxima à descolagem é de 158kg ou 347 lbs

O piloto deve pesar entre 55kgf e 100 kgf (120lbf e 220 lbf)

Os factores de carga máximos estão situados entre +5,3g e -2,65 g (testados com factor de segurança de 1,5)

A Tabela 1, Tabela 2 e Tabela 3 providenciam uma ideia sobre os factores de carga que algumas manobras implicam.

Tabela 1 - Factor de carga em relação ao rolamento numa curva estável.

Rolamento [graus]	30	45	60	70	80
Factor de carga n [g]	1,15	1,41	2	3	6

Tabela 2 - Factor de carga máximo teórico durante uma manobra de conversão de velocidade em altitude.

Velocidade no início da manobra	37km/h ou 23mph	74km/h ou 46mph	111km/h ou 69mph	148km/h ou 92mph
Factor de carga n [g]	1	4	9	16

Tabela 3 - Factor de carga aquando de uma rajada vertical

Velocidade de voo	75 km/h ou 46 mph	100 km/h ou 62 mph	120 km/h ou 74 mph
Factor de carga n [g] para rajadas verticais de 7,5 m/s ou 1.500 ft/min	2,4	2,9	3,3
Factor de carga n [g] para rajadas verticais de 15 m/s ou 3.000 ft/min	3,8	4,8	5,6

2.3.3.3 Velocidades de Operação

As velocidades que caracterizam o envelope de voo da aeronave são as seguintes (acrónimos em inglês):

- Vne (velocidade a não exceder): 120 km/h ou 74 mph
- Vra (velocidade máxima com turbulência): 100 km/h ou 62 mph
- Va (velocidade de manobra): 85 km/h ou 53 mph (é a velocidade máxima em que a aplicação máxima de controlo não excede as cargas máximas da aeronave, ver a Tabela 1.
- Vfe (velocidade máxima com os “flaps” deflectidos 20 graus ou mais): 80 km/h ou 50 mph
- Vs (velocidade de perda, com “flaps” deflectidos 0 graus) com peso máximo de descolagem: 37 km/h ou 23 mph
- Velocidade de maior razão de planeio, “flaps” deflectidos 0 graus, sem vento: 70 km/h ou 43 mph
- Velocidade de razão de descida mínima: 43 km/h ou 27 mph

2.3.3.4 Outras Características

Envergadura: 12,8 m ou 42 ft

Área de superfície: 12,5 m² ou 136 ft²

Razão de aspecto: 12,9

Enflechamento (a 25% da corda): 20 graus

Razão de planeio máxima: 27/1

Razão de descida mínima: 0,6 m/s

As asas são constituídas por materiais compósitos. A cobertura das asas é uma “sanduíche” de epoxy com reforço de fibras de carbono e aramida com espuma de PVC no núcleo. A longarina é principalmente de epoxy reforçado com fibra de carbono.

A armação do cockpit utiliza aço cromo-molibdénio (Aço AISI 4130), de qualidade aeronáutica, soldado com o método TIG, e tubos de liga de alumínio “Zicral”.

2.3.4 Variantes Motorizadas

Existem já algumas modificações do SWIFT com vista à instalação de algum tipo de propulsão, com o objectivo de aumentar a autonomia e/ou facilitar a descolagem não assistida. Estas variantes apostam em não alterar a estrutura e componentes originais e em manter simples a sua instalação, através da substituição de alguns componentes originais (como a estrutura de alumínio do patim dianteiro) e o encaixe fácil dos outros componentes na estrutura existente. Esta é também a filosofia que se pretendeu seguir, com vista à possível concepção de um “kit” de modificação para esta aeronave.

A seguir apresentam-se as modificações existentes encontradas para motorizar o SWIFT, e as suas características.

2.3.4.1 Swift-PAS/Swift'light-PAS



Fig. 8 - Swift-PAS: vista lateral da fuselagem com unidade propulsiva exposta [4]



Fig. 9 - Swift-PAS: vista lateral da aeronave [12]



Fig. 10 - Swift-PAS: pormenor da unidade propulsiva com carenagem [12]

O Swift'light-PAS é uma conversão do Swift'light, comercializado pelo mesmo fabricante, que o transforma num planador com capacidade de decolagem autónoma. [12]

Por meio da observação das imagens anteriores (Fig. 8, Fig. 9, Fig. 10), é possível retirar várias conclusões. Esta modificação incorpora um motor de combustão de quatro tempos com hélice de três pás dobráveis. A roda dianteira corresponde à traseira na versão original e uma nova roda foi colocada na retaguarda numa posição semelhante à original. Esta roda parece ser mais resistente que a anterior. A roda da frente é direccionável através de um conjunto de pedais que parece ser independente do sistema de controlo dos lemes de direcção. A única estrutura adicionada é um arco de alumínio que suporta as cargas impostas pelo motor e pela roda traseira na aterragem, e que as transmite à estrutura principal através de um encaixe que na versão original é usado para suportar a parte inferior da carenagem traseira. Contudo este encaixe tem possibilidade de suportar esforços elevados visto que é coaxial e interior às barras principais da estrutura central da fuselagem do SWIFT e que suportam grande parte de todas as cargas aplicadas. Esta estrutura é de aplicação fácil visto usar um encaixe existente. A nova carenagem traseira é praticamente inexistente e deixa grande parte do motor exposto. Apesar de ser bom para a refrigeração, a aerodinâmica parece ser afectada negativamente. O depósito de combustível situa-se imediatamente abaixo da asa, deste modo o centro de gravidade da aeronave não é grandemente afectado com a variação da quantidade de combustível. O pára-quedas foi deslocado para debaixo das pernas do piloto [12]. Isto compensa o centro de gravidade tendo em conta a adição de massa do motor, mas complica a utilização do mesmo uma vez que tem que ser disparado pela parte inferior da carenagem.

2.3.4.2 P-Swift



Fig. 11 - P-Swift visto de lado [13]

Esta é outra versão motorizada do Swift (versão da Bright Star), é produzido actualmente pela Aeriane [13].

Nesta versão o pára-quedas fica situado no compartimento atrás do piloto. O motor é térmico, com motor de arranque eléctrico, e hélice de pás dobráveis [13]. Observando a Fig. 11 pode constatar-se que a roda frontal possui um guarda-lamas integrado. A carenagem traseira envolve o motor, melhorando a aerodinâmica, contendo tomadas de ar para a refrigeração do motor de cada lado da fuselagem. Parece de resto semelhante à versão Swift'light-PAS.

2.3.4.3 Elektro Swift Desenvolvido por Manfred Ruhmer

Manfred Ruhmer é um conhecido recordista de voo à vela, detentor do recorde do mundo de distância máxima absoluta em planador (701 km), e desenvolveu recentemente uma versão motorizada eléctrica [14] do planador Swift'light (Fig. 12), com uma unidade propulsiva semelhante à que irá ser usada neste trabalho.



Fig. 12 - Vista 3/4 da versão motorizada por Manfred Ruhmer [14]

Apesar de esta referência [14] ter sido descoberta já na fase de testes dos elementos da estrutura de suporte, apresenta significativas semelhanças e paralelamente algumas características antagónicas, relativamente à configuração final a que se chegou neste trabalho, como se encontra bem ilustrado na Fig. 13. Por um lado temos o mesmo motor, a mesma hélice, as mesmas unidades de controlo e uma configuração semelhante. Por outro lado, a posição do motor encontra-se mais elevada e mais à retaguarda. Tal explica, em

parte, a estrutura mais reforçada comparativamente ao que foi feito neste trabalho. Apesar de o conceito geral ser bastante semelhante, existem mais duas triangulações nesta versão: uma com quatro tubos de carbono em volta da cadeira do piloto, provavelmente para distribuir a aplicação de cargas por mais apoios, e outra em volta do eixo (não muito visível na Fig. 13) com tubos de alumínio a partir dos lados do motor e a unir na zona do cubo do hélice. Desta forma o veio de transmissão não se encontra sujeito a qualquer tipo de esforço directo. As escoras que partem da estrutura principal da fuselagem e se ligam à zona do cubo do hélice parecem ser, também, constituídas por alumínio.

A carenagem traseira, possui orifícios na parte posterior para não criar uma zona de recirculação (Fig. 14), os quais também fazem parte do circuito de refrigeração do motor, para o qual existem três orifícios de entrada de ar imediatamente atrás do cockpit (Fig. 12).

O pára-quadras encontra-se na mesma posição, enquanto as baterias parecem estar situadas imediatamente atrás do motor entre as barras em carbono (Fig. 13).



Fig. 13 - Elektro Swift, estrutura da unidade propulsiva [14]



Fig. 14 - Elektro Swift, traseira da fuselagem [14]

2.4 Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD)

Esta secção apresenta uma breve exposição das equações fundamentais que estiveram na base das análises numéricas realizadas ao longo deste estudo, assim como um olhar sobre o software usado para a análise aerodinâmica, bem como a maneira como este funciona.

2.4.1 Equações do Escoamento

As equações que descrevem o escoamento do ar em volta de uma aeronave são extremamente complexas. Esta secção apresenta estas equações e explica sucintamente o seu significado físico e a sua relevância para este estudo.

2.4.1.1 Conservação da Massa

A equação de conservação da massa, ou equação de continuidade é uma equação fundamental da mecânica de fluidos e pode ser expressa tanto na sua forma integral (2.1) como na sua forma diferencial (2.2). A equação da conservação de massa parte do princípio de que para que a quantidade de massa se conserve, a razão de variação de massa dentro do

volume de controlo, mais a razão do fluxo de massa pelas áreas das superfícies de trocas do volume de controlo, tem que ser nula. De notar que esta equação, em qualquer das formas, é válida tanto para escoamento estacionário como para escoamento não estacionário, assim como para fluidos compressíveis e incompressíveis.

$$\left(\frac{dM}{dt}\right)_{\text{sistema}} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} \rho dV + \int_{CV} \rho V dA = 0 \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (2.2)$$

2.4.1.2 Conservação da Quantidade de Movimento

A equação da conservação da quantidade de movimento define matematicamente que para um volume de controlo fixo e não deformável existe conservação da quantidade de movimento. Assim como com a equação da conservação de massa, a equação da conservação da quantidade de movimento possui uma forma integral (2.3) e diferencial (2.4).

$$\vec{F} = \left(\frac{d\vec{P}}{dt}\right)_{\text{sistema}} = \vec{F}_S + \vec{F}_B = \frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} V \rho dV + \int_{CS} V \rho V dA = 0 \quad (2.3)$$

$$\begin{aligned} \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) &= \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \\ \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) &= \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \\ \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) &= \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \end{aligned} \quad (2.4)$$

Em relação à forma integral (2.3) podemos interpretar através desta forma que a soma das forças que actuam no volume de controlo é nula e é igual à soma da taxa de variação da quantidade de movimento dentro do volume mais a taxa do fluxo da quantidade de movimento que passa através da superfície de controlo.

A equação (2.4) é de especial relevância, esta forma é conhecida como a equação de Navier-Stokes, que modela fielmente o comportamento de um fluido e é considerada a equação mais fundamental da mecânica de fluidos. Desta equação podem ser derivadas uma série de simplificações que modelam um fluido com determinadas características.

2.4.2 Princípios de Funcionamento do Software de CFD

O software de CFD opera através da conversão da forma diferencial das equações da conservação de massa e da quantidade de movimento numa série de equações algébricas. Estas equações algébricas podem ser então resolvidas para obter resultados das propriedades do escoamento em pontos discretos. Estes pontos discretos são criados através de um processo conhecido como discretização. Neste processo o volume do fluido é representado por um modelo geometricamente semelhante que consiste em múltiplos elementos simplificados e conectados entre si e contidos dentro das fronteiras do volume de fluido. Estas fronteiras podem ser definidas como entradas ou saídas de fluido (inlets, outlets), paredes e/ou um sem número de outras condições. O modelo é então resolvido usando um processo iterativo até se atingir a convergência.

2.4.3 Modelos de Turbulência

Os modelos de turbulência são um conjunto de métodos e equações que tentam modelar o comportamento de vórtices e/ou do escoamento tridimensional caótico que caracteriza a turbulência e que está presente, de uma forma ou de outra em todos os escoamentos de fluidos na vida real. Dado o desconhecimento que ainda existe sobre os princípios fundamentais subjacentes ao fenómeno da turbulência, nenhum destes modelos é perfeito ou universal. Mas alguns deles já se tornaram fiáveis em determinadas condições de escoamento, fronteira, etc. Daí a necessidade da validação nos trabalhos de CFD.

Os fenómenos de turbulência podem ser modelados directamente através do método DNS (Direct Numerical Simulation), este aplica as equações de Navier-Stokes directamente a cada partícula do escoamento em função do tempo. Apesar de ser provavelmente o mais fiável, é fácil de constatar que nem a capacidade de processamento de um super computador actual é suficiente para resolver mais que casos de geometrias simples e baixos números de Reynolds com este método. Não é portanto um modelo de turbulência usável em aplicações de engenharia.

Uma maneira de solucionar este problema é, em vez de resolver as equações instantaneamente em função do tempo, modificá-las de modo a serem resolvidas em função de intervalos médios de tempo, ou de outro modo alterá-las de maneira a eliminar a resolução das pequenas escalas de vórtices. Resultando portanto num conjunto modificado de equações que é consideravelmente menos dispendioso de resolver computacionalmente.

Contudo, estas equações modificadas contêm um número superior de variáveis desconhecidas, e são necessários os modelos de turbulência para determinar estas variáveis. Alguns destes modelos de turbulência, que estão disponíveis no software FLUENT®, podem ser organizados da seguinte forma:

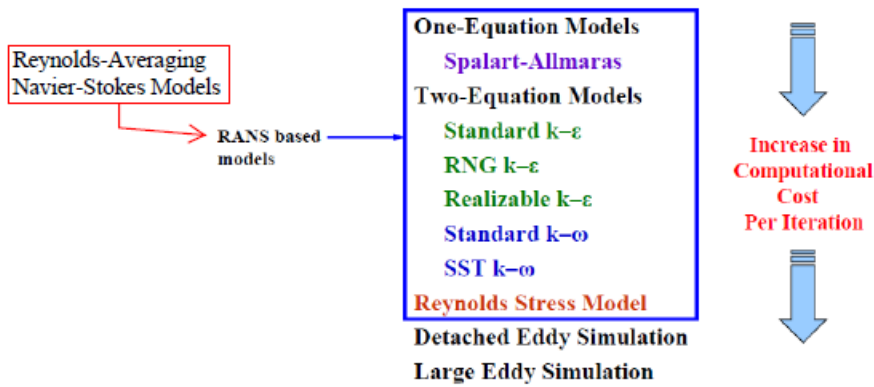


Fig. 15 - Modelos de Turbulência disponíveis no software FLUENT®

No primeiro grupo de modelos, designados por “Reynolds-Averaging Navier-Stokes Models” ou RANS, as equações de transporte para as quantidades médias do escoamento são resolvidas e todas as escalas de turbulência são modeladas. A solução transiente Δt é definida pela não estacionaridade global. Por outro lado, no último modelo, “Large Eddy Simulation” (LES), as equações de transporte resolvem os vórtices maiores e modelam os menores. Sendo inerentemente não estacionário e a solução transiente é definida pelos pequenos vórtices (Fig. 16).

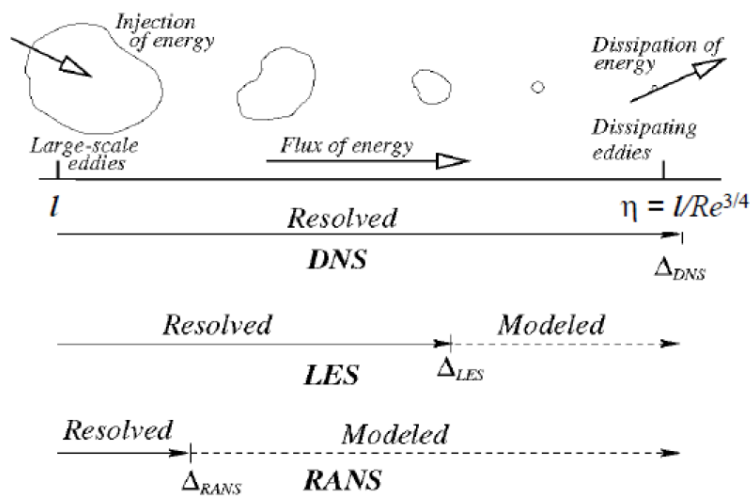


Fig. 16 - Relação entre as diferentes escalas de vórtices e a resolução das mesmas pelos diferentes tipos de modelos de turbulência.

Uma vasta gama de escalas de comprimento (de vórtices ou turbilhões) existe em todos os escoamentos turbulentos desde os muitos pequenos aos muitos grandes. O tamanho/velocidade dos grandes turbilhões está na ordem do escoamento médio. Os maiores, possuindo maior energia, efectuam a transferência de energia para os turbilhões de menor dimensão, por meio do estiramento dos vórtices. Os turbilhões maiores retiram energia do escoamento médio, enquanto que nos vórtices mais pequenos a energia cinética turbulenta é

convertida em energia térmica por meio de dissipação viscosa. Este processo de transferência de energia entre turbilhões grandes e pequenos é designado de cascata de energia.

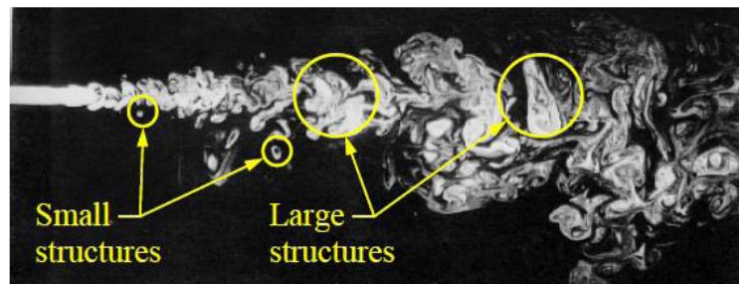


Fig. 17 - Estruturas no Escoamento Turbulento

2.4.4 Os modelos RANS

As equações “Reynolds-Averaged Navier-Stokes” (RANS) governam o transporte das quantidades médias do escoamento, com toda a gama de escalas de turbulência a ser modelada. O método de modelação baseado em RANS diminui notavelmente o esforço e recursos computacionais, sendo portanto largamente adoptado para aplicações práticas de engenharia. Uma autêntica hierarquia de modelos de fecho encontra-se disponível no software ANSYS FLUENT®, incluindo os modelos Spalart-Allmaras, $k-\varepsilon$ e as suas variantes, $k-\omega$ e as suas variantes, e o RSM. As equações RANS são vulgarmente usadas para calcular escoamentos dependentes do tempo, cuja não estacionaridade pode ser externamente imposta (por exemplo, condições de fronteira ou fontes dependentes do tempo) ou autosustentada (por exemplo introdução de vórtices assimétricos ou outras instabilidades autosustentadas).

Neste modelo uma técnica matemática conhecida como decomposição de Reynolds é usada para separar as partes, média e flutuante, de uma quantidade variável. Consequentemente, a quantidade instantânea é representada pela soma da sua média temporal com a sua parte flutuante. Por exemplo, quando consideramos o campo da velocidade, como na Fig. 18.

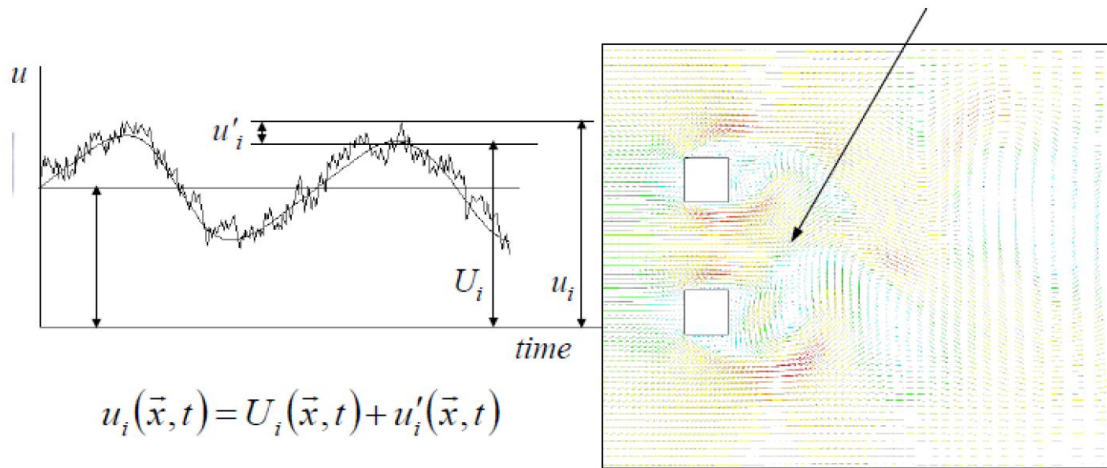


Fig. 18 - Modelação em RANS: decomposição da velocidade

O valor da média temporal é definido pela equação (2.5)

$$\vec{f} = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T f(x_i, t) dt \quad (2.5)$$

Resolvendo as equações de Navier-Stokes em função das médias temporais, obtemos as equações RANS (equações (2.6) e (2.7))

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (2.6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i' u_j'}) \quad (2.7)$$

Ambas as equações anteriores têm a forma geral da equação Navier-Stokes instantânea, com velocidades e outras variáveis de solução agora representadas como valores médios em relação ao tempo. Surgem agora novos termos adicionais que representam os efeitos da turbulência. R_{ij} (2.8) é o tensor simétrico de segunda ordem que vem da média do termo da aceleração convectiva na equação da quantidade de movimento.

$$R_{ij} = \begin{pmatrix} \overline{u'u'} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{v'u'} & \overline{v'v'} & \overline{v'w'} \\ \overline{w'u'} & \overline{w'v'} & \overline{w'w'} \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

Onde os componentes diagonais são os tensores normais e os outros são os tensores de corte. A tensão de Reynolds fornece o efeito médio da convecção turbulenta (aleatoriamente flutuante), que é altamente difusa, e o seu tensor, nas equações de RANS, representa uma combinação da mistura devido à flutuação turbulenta e ao nivelamento pela média.

Para concluir as equações RANS, a tensão do tensor de Reynolds deve ser modelada. Aqui, duas abordagens estão disponíveis: o Modelo da viscosidade de Eddy e o Modelo de Stress de Reynolds. O modelo da viscosidade de Eddy (EVM), baseia-se na hipótese de Boussinesq que refere que a tensão de Reynolds é proporcional à taxa de deformação da velocidade mediada pelo tempo. Esta abordagem isotrópica é a o modelo de turbulência mais amplamente usado em CFD (Spalart-Allmaras, $k-\omega$ e $k-\varepsilon$) baseia-se na análise dimensional. A constante de proporcionalidade é designada por constante de Viscosidade de Eddy (ou viscosidade turbulenta (2.9)).

$$R_{ij} = -\overline{\rho u_i' u_j'} = \underbrace{\mu_t}_{\substack{\text{Eddy} \\ \text{Viscosity}}} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \quad (2.9)$$

A análise dimensional indica que a constante da viscosidade de Eddy pode ser determinada se tivermos as escalas necessárias (escalas, comprimento, etc.; (2.10))

$$\frac{\mu_t}{\rho} = \nu_t \left[\frac{L^2}{t} \right] = \left[\frac{L^2}{t^2} \right] \times [t] = \left[\frac{L}{t} \right] \times L \quad (2.10)$$

Por exemplo dada a escala de velocidade de turbulência e a escala de comprimento, ou a escala de velocidade e a escala de tempo, a constante de Viscosidade de Eddy é determinada e as equações RANS são concluídas. Estas escalas só podem ser aplicadas para fluxos muito simples (como escoamentos turbulentos totalmente desenvolvido no interior de tubos ou o escoamento de Couette). No entanto, para aplicações gerais é necessário derivar as equações de transporte (PDEs, Equações Diferenciais Parciais) das escalas escolhidas a fim de calcular a Viscosidade de Eddy. A viscosidade de Eddy é semelhante à viscosidade molecular no seu efeito de momento difuso. Ainda assim, não é uma propriedade do fluido, é uma característica do fluxo turbulento.

A viscosidade de Eddy tem a vantagem de ter um custo computacional relativamente baixo, associado com o cálculo da viscosidade turbulenta, μ_t . Por outro lado, o conceito da viscosidade de Eddy, apresenta algumas limitações, são elas:

- A isotropia é assumida. Contudo, existem muitos escoamentos que são altamente anisotrópicos (escoamentos com grande curvatura das linhas de corrente, de impacto, com vorticidade elevada, etc.);
- Modelos de viscosidade de Eddy não são dependentes das tensões de Reynolds na taxa de rotação do escoamento;
- A suposição de que as tensões de Reynolds são proporcionais ao tensor da taxa de deformação da velocidade média nem sempre é verdadeira.

Os modelos da tensão de Reynolds (RSM) são a abordagem alternativa à EVMs e são baseados na derivação e resolução de equações de transporte (PDEs) para cada um dos seis termos de tensão de Reynolds distintos. Uma equação adicional de determinação de escala (normalmente para o ε) é também requerida. Isto significa que cinco equações de transporte adicionais são necessárias em escoamentos bidimensionais e sete equações de transporte adicionais necessitam de ser resolvidas em escoamentos tridimensionais. Nestes modelos, nada se assume em relação à isotropia. No entanto, são mais complexos e dispendiosos computacionalmente.

Em muitos casos, os modelos baseados na hipótese de Boussinesq possuem um bom desempenho, e o dispêndio adicional de recursos computacionais devido ao Modelo de Stress de Reynolds não é justificado. Contudo, O RSM é claramente superior em situações onde a anisotropia da turbulência tem um efeito dominante no escoamento médio. Tais casos incluem escoamentos com forte vorticidade e escoamentos secundários impulsionados pelas tensões.

2.5 Simulação de Perfis em Software de CFD

Muito trabalho tem sido realizado na área de Dinâmica de Flúidos Computacional nos últimos anos. As ferramentas de CFD fornecem a capacidade de analisar as características do escoamento em volta de geometrias complexas, que outros métodos, como por exemplo o código XFOIL, não são capazes de realizar, e que de outro modo apenas poderiam ser realizadas através de métodos experimentais consideravelmente mais dispendiosos. Desta forma, não é incomum a utilização de software de CFD para análise de perfis em duas dimensões com determinadas características geométricas, ou situações peculiares de escoamento, que impedem a sua análise computacional por outros métodos. Um desses casos é precisamente perfis com flaps, que, para além de possuírem uma geometria relativamente complexa, possuem escoamentos muito complexos devido à actuação do flap (múltiplas separações do escoamento, forte vorticidade, etc). Contudo são esses fenómenos aerodinâmicos que definem a eficiência dos perfis nesta situação e precisam de ser analisados com rigor. Portanto não é de estranhar que existam uma série de trabalhos realizados nesta área.

Por exemplo, temos o trabalho de Norrison e Ly [15], que usa os softwares ANSYS Gambit® e ANSYS FLUENT® para validar os seus códigos e modelos de turbulência face a valores experimentais de certos perfis e posteriormente, com este conhecimento, analisar um perfil com flap. Os perfis bidimensionais usados para a validação do software foram o NACA 0012, NACA 64A006 e um arco parabólico de espessura de 10%. O perfil estudado é um Nomad (NACA 23018 modificado) com flap de dupla fenda. As validações e estudos foram realizados para diferentes modelos de turbulência, velocidades (subsónicas e transónicas) e graus de deflexão dos flaps. Foi concluído que o software apresentava resultados sólidos e muito

aproximados aos experimentais. Malhas com cerca de 13000 células foram suficientes para atingir estes resultados. O modelo de turbulência que apresentou melhores resultados com o perfil Nomad com os flaps deflectidos foi o RNG $k-\varepsilon$ com diferença máxima de menos de 7%, seguido do S-A com diferença máxima de 10%. Contudo foram identificadas dificuldades no processo de criação da malha.

Outro estudo, realizado por Parezanovic et al [16], tem por objectivo analisar vários perfis comumente usados em aerogeradores criando ferramentas que permitam desenhar perfis que possam melhorar a eficiência dos aerogeradores, utilizando para o efeito os softwares ANSYS FLUENT® e XFOIL e comparando os resultados com dados experimentais. Foram analisados os perfis NACA 63(2)215, FFA-W3-211 e A-Airfoil usando o modelo de turbulência $k-\omega$ SST. Foi concluído que os resultados deram muito próximos dos experimentais, com a excepção de certos casos pontuais de perfis para baixos números de Reynolds devidos às dificuldades em simular os efeitos de transição na camada limite.

2.6 Conclusões

Para além das versões e derivações da aeronave SWIFT apresentados neste capítulo, existem mais algumas sobre as quais infelizmente não foi possível descobrir informações concretas, apenas imagens ou o nome. Por esse motivo não foram apresentadas. Contudo, as imagens de algumas destas versões foram analisadas no início do projecto.

A nível de aerodinâmica, é fácil de compreender que a dinâmica de fluidos computacional é um tema complexo e ainda baseado em muitos modelos semi-empíricos e suposições. No entanto é a melhor ferramenta teórica, (sem a necessidade de construir modelos ou protótipos físicos) e portanto relativamente pouco dispendiosa, para resolver problemas de engenharia a nível aerodinâmico. O modelo de turbulência $k-\varepsilon$ em particular, dentro dos modelos RANS, revelou ao longo dos anos ser um modelo robusto e versátil para a resolução de problemas de engenharia, é, portanto, esse o modelo de turbulência usado neste trabalho.

2.7 Estrutura da Dissertação

Este documento foi subdividido em três grandes partes.

A primeira parte contém uma introdução geral, onde foram abordados os motivos pelos quais este trabalho foi realizado. Contem também os objectivos que se pretendem alcançar, e toda a revisão de informação que se achou pertinente para a compreensão e fundamentação deste trabalho.

Encontra-se posteriormente dividido nas duas diferentes tarefas realizadas, cada uma das quais é composta pelo conceito, implementação e resultados das mesmas, explicado

pormenorizadamente os passos tomados para realizar cada um dos dois objectivos. O conjunto destas partes forma o desenvolvimento do trabalho.

Finalmente, a conclusão, que aborda os aspectos mais pertinentes que podem ser retirados através da observação dos resultados de cada tarefa, tendo em conta tudo o que foi realizado para os obter. Apresenta, também recomendações para futuros trabalhos que possam ser realizados para colmatar falhas deste, ou expandir as suas descobertas.

3 Motorização do Swift'light

3.1 Conceito

Inicialmente, estudaram-se todas as versões motorizadas do SWIFT disponíveis, através de fotos e dados fornecidos pelos respectivos fabricantes (quando aplicável). Também foram estudadas algumas versões motorizadas amadoras através de fotografias. As versões mais importantes encontram-se referidas no subcapítulo 2.3.4. Tendo este estudo de variantes como objectivo arranjar ideias e apreender conceitos úteis, enquanto ao mesmo tempo se marcariam as opções tomadas que poderiam levar a resultados menos bons.

Decidiu-se usar uma configuração empurra, devido às características do conceito do Swift'light (sem cauda, asa enflechada, e baixo ângulo de incidência quando no solo) e para permitir dobrar as pás do hélice em voo de maneira simples e fácil. O motor e o hélice estavam já seleccionados antes do início deste trabalho. O conceito escolhido consiste em colocar o motor à retaguarda do piloto, com o hélice ligeiramente atrás do fim da fuselagem e conectado por um veio ao motor, tendo o mínimo impacto possível na forma da fuselagem traseira existente. A curta distância ao solo da aeronave e o grande diâmetro do hélice levaram a que o motor tivesse que ser posicionado relativamente alto na fuselagem, ficando localizado atrás da cabeça do piloto. Para manter o CG da aeronave inalterado, as baterias teriam que ficar à sua frente. Assim peso das baterias, conjuntamente com o peso da roda dianteira e da estrutura teriam que equilibrar o hélice, veio de transmissão, e estrutura que os suporta. Foi estabelecido desde o início que a estrutura deveria ter um mínimo de componentes. Deveria também ser o mais leve possível, para manter a posição do CG. Caso contrário as baterias não poderiam ser movidas o suficiente para a frente para contrabalançar o peso dos outros componentes adicionais, devido ao espaço limitado da fuselagem.

Tendo isto em conta, e depois de muitas iterações, o conceito da estrutura de suporte é uma treliça tridimensional simples composta por vários elementos de materiais compósitos para poupar peso. De notar que o veio de transmissão tem um projecto não convencional. A apresentação geral da estrutura, desenvolvida com ajuda de software CAD, está ilustrada nas Fig. 19, Fig. 20 e Fig. 21.

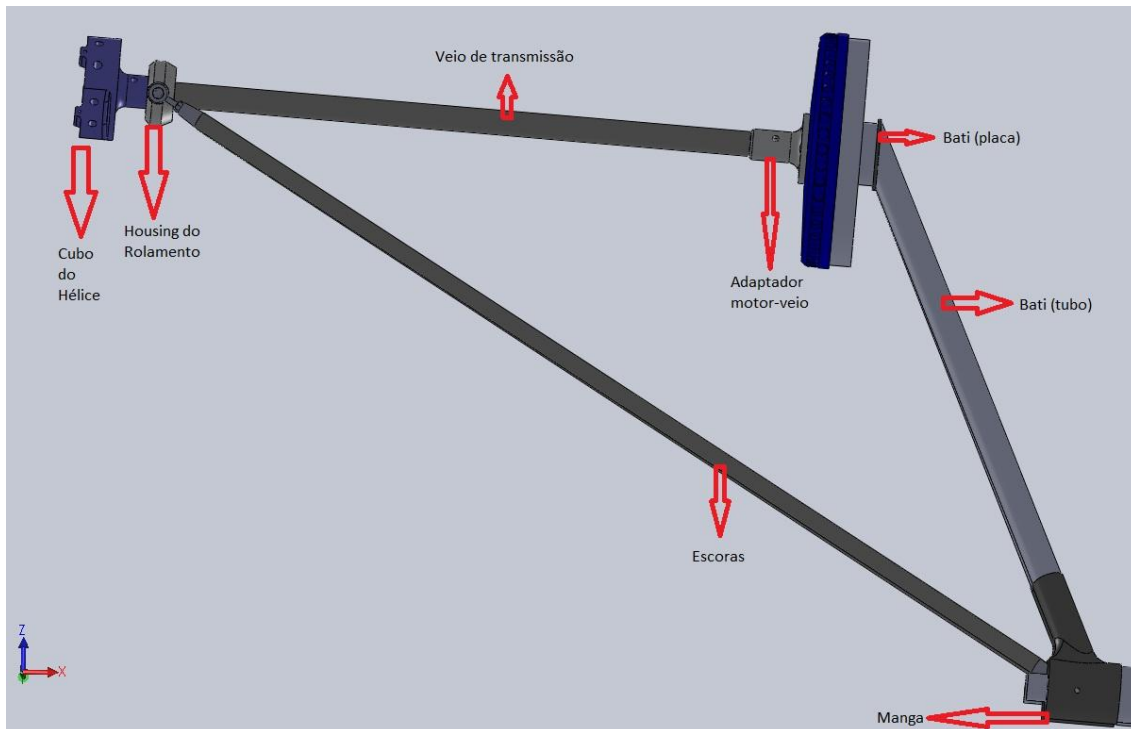


Fig. 19 - Vista Lateral da Estrutura de Suporte da Motorização (CAD)

Na Fig. 19 vemos a designação que foi dada aos componentes durante a fase de projecto. O hélice encontra-se representado apenas pelo seu cubo. Imediatamente antes do cubo do hélice, o veio encontra-se suportado por duas escoras que unem a um casquilho (housing) do rolamento que permite a livre rotação do veio neste ponto. O rolamento não se encontra visível nesta imagem, encontra-se no interior do seu casquilho. O adaptador que liga o veio ao motor é em alumínio. A estrutura de suporte do motor é composta por duas mangas (conectores em T), dois tubos de diâmetro elevado, que numa extremidade encaixam nas mangas, e na outra estão colados a uma placa. Onde o motor se encontra fixado por meio de quatro parafusos. Todos estes componentes que suportam directamente o motor são em fibra de carbono. As mangas encaixam nos tubos principais da estrutura do Swift'light, e suportam toda a estrutura da motorização. As escoras possuem rótulas de alumínio coladas nas extremidades para se ligarem aos outros componentes.

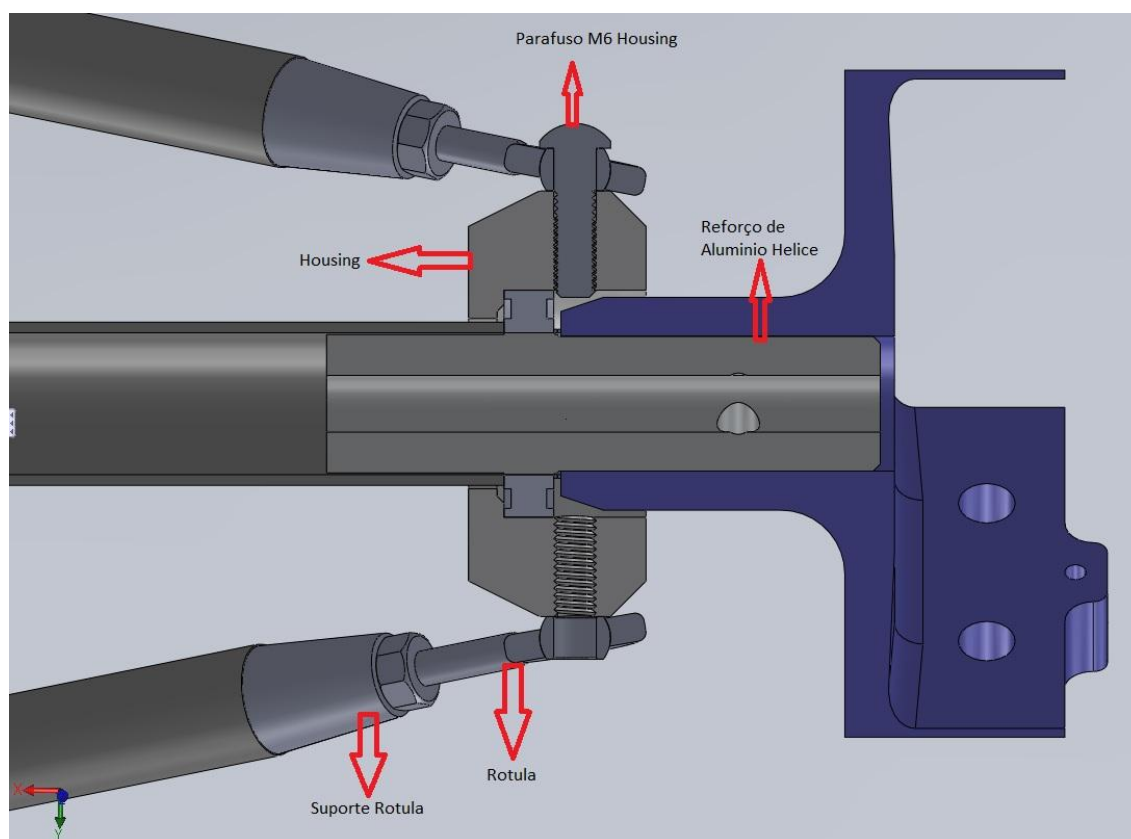


Fig. 20 - Corte horizontal da Fig. 19 pelo Eixo do Veio

A Fig. 20 mostra-nos a secção onde vários elementos se encontram. É possível ver o reforço em alumínio que o veio possui em cada extremidade e pelo qual atravessam os pinos que fixam o veio. Visível é, também, a secção do casquilho do rolamento e do próprio rolamento pelo seu eixo. O casquilho é constituído por um plástico isotrópico (Ertalon 66SA). É a este componente que estão aparafusadas as escoras e a carenagem através de quatro furos transversais (dois dos quais são visíveis na imagem). Este componente está sujeito a tensões de corte vindas das cargas transversais do cubo do hélice. O rolamento não apresenta qualquer detalhe nesta imagem. É também possível ver em mais detalhe as rótulas a serem usadas, constituídas por alumínio e aço. Com a Fig. 21, em conjunto com a Fig. 19, tem-se uma melhor noção da estrutura em três dimensões.

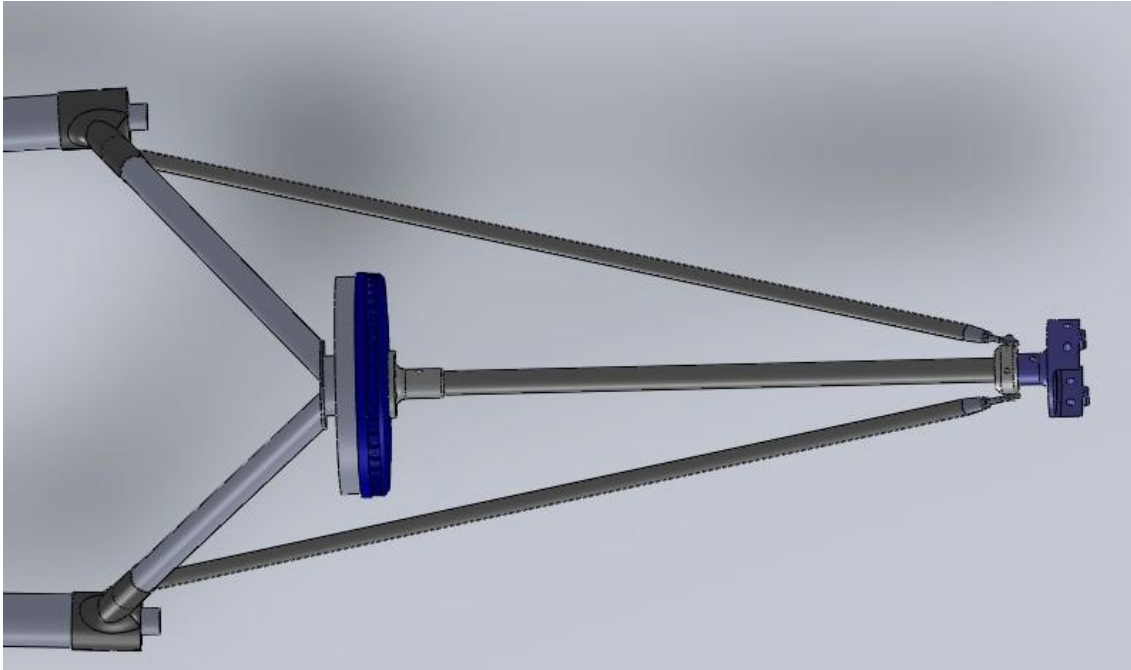


Fig. 21 - Vista Superior da Estrutura de Suporte da Motorização (CAD)

A fibra de carbono em contacto com alumínio causa, passado algum tempo, problemas de corrosão de origem galvânica. Para evitar esse problema, foi decidido usar uma resina epoxídica especial (ADEKIT A175) para realizar estas ligações devido às suas propriedades de bom isolamento eléctrico.

A fase de projecto usou como guia a legislação contida no documento “*Certification Specifications fo Very Light Aeroplanes*” (CS-VLA [17]), especialmente no que respeita à capacidade de resistência da estrutura do motor e distância da hélice ao solo. Para este caso em concreto, o hélice deve possuir uma distância à fuselagem, no seu ponto de amplitude máxima das pás (pois é dobrável), de 50mm, enquanto que a distância ao solo mínima do hélice, na sua posição de diâmetro máximo, não deve ser menor que 130mm. A Fig. 22 mostra um dos desenhos esquemáticos realizados no início do projecto para dar uma noção destas distâncias no conjunto em si.

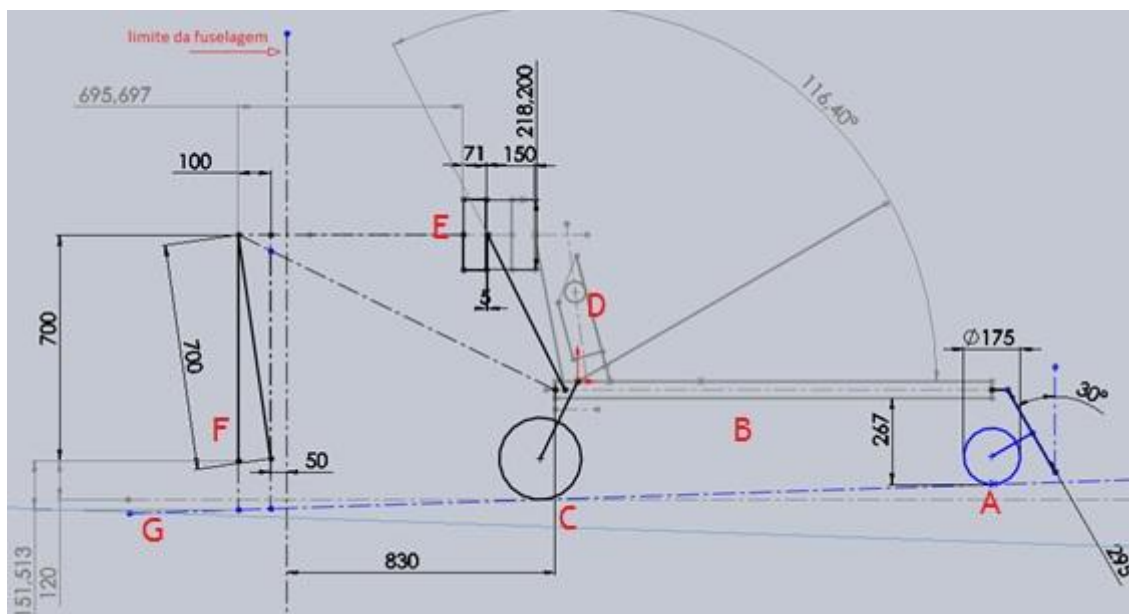


Fig. 22 - Esquema do início do projecto, são visíveis as distâncias ao solo, diâmetro do hélice, posição da roda dianteira (A), tubos principais da estrutura original (B), roda traseira (C), encosto do piloto e pára-quedas (D), posições do motor (E), pá do hélice dobrável em posição de diâmetro máximo e amplitude de abertura máxima (F) e linhas horizontal e de solo (G)

3.1.1 Kit do Motor

Antes deste trabalho ter tido início, foi decidido usar um motor eléctrico e uma série de elementos de suporte do motor do mesmo fabricante. Este motor em particular já é usado em vários sistemas propulsivos de ultra-leves, pára-motores e sistemas semelhantes.

O motor em si é um HDP 10 DC Brushless do fabricante Geiger Engineering, com aproximadamente 10 kW de potência. [18][19]



Fig. 23 - Motor DC Brushless HPD 10 [19]

Na Fig. 24 está representada a variação de cada variável do motor em função das outras variáveis (eficiência nominal, rotações por minuto, intensidade da corrente de alimentação, potência e momento binário) para uma tensão constante de 50v.

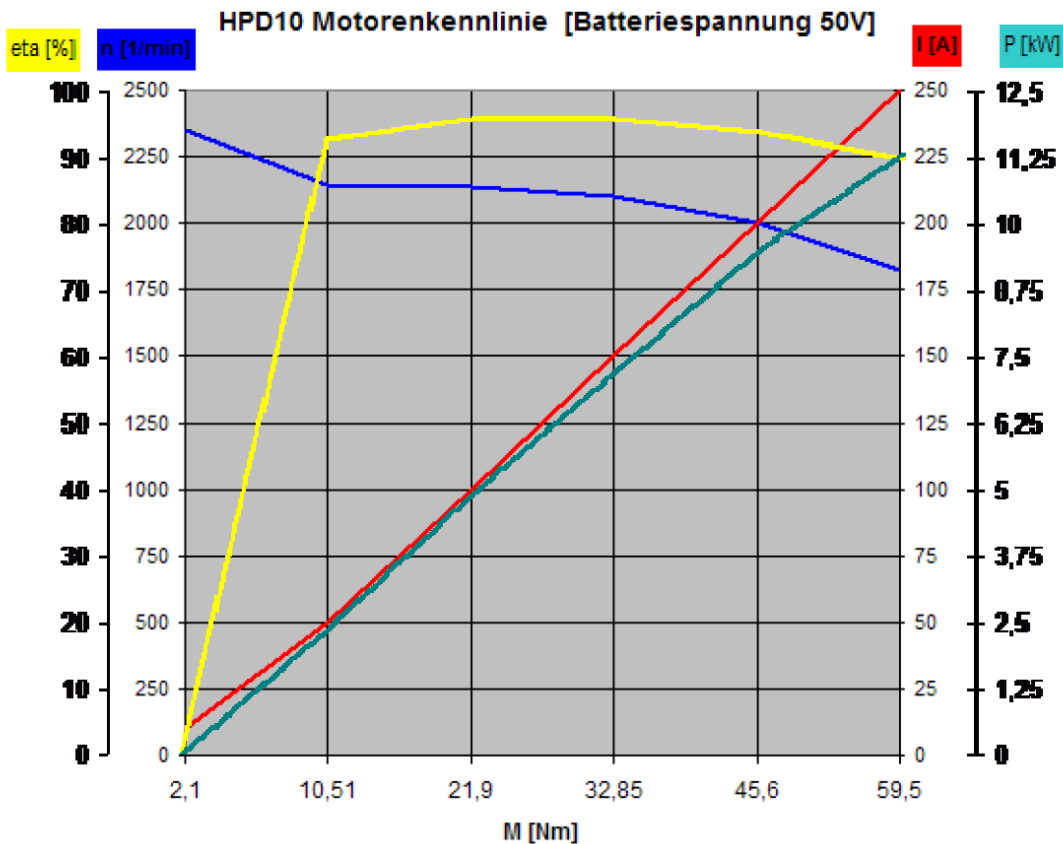


Fig. 24 - Desempenho do motor em função das diferentes variáveis a uma tensão constante de 50 volt (Eficiência nominal [eta]; rpm[n]; Intensidade da corrente de alimentação [I]; Potência [P]; Momento Binário[M]) [19]

Para regular a corrente que alimenta o motor, fazendo o interface entre o motor e as baterias, é necessário um conversor de corrente (Fig. 25). Existe também um controlador (Fig. 26), um pequeno computador que controla toda a distribuição de corrente, propriedades do motor e as suas configurações. O operador tem acesso ao controlador e informações sobre as baterias e o motor em voo através de dois sistemas de interface (Fig. 27 e Fig. 28). [20]



Fig. 25 - Conversor de Corrente [20]



Fig. 26 - Controlador do Motor [20]

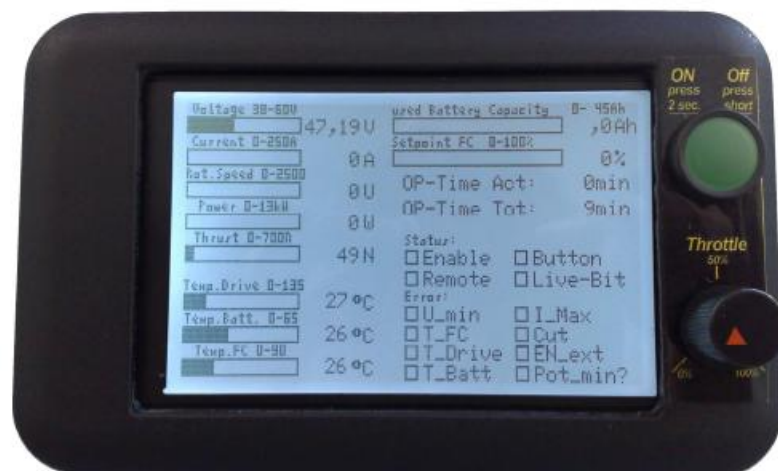


Fig. 27 - Interface Gráfico [20]



Fig. 28 - Interface [20]

O hélice usado é um dos hélices recomendados pelo fabricante, e que faz parte do conjunto. É um H25K 140m R-E-13-2 dobrável (Fig. 29), de 1,40 metros de diâmetro máximo e duas pás. Utiliza uma tira no cubo do hélice unindo as duas pás para garantir que cada pá, em qualquer momento se encontra com a mesma abertura que a outra. As pás são constituídas por materiais compósitos, enquanto o cubo do hélice é em alumínio. As curvas de funcionamento deste hélice aparecem representadas no Gráfico 1 [21]



Fig. 29 - O Hélice Dobrável H25K 140m R-E-13-2 [21]

A ligar o hélice ao motor existe um adaptador em alumínio. Este encaixa interiormente no hélice, sendo a ligação segura por uma cavilha. A outra extremidade, mais larga, encaixa exteriormente numa das faces do motor, e é segura por seis parafusos.

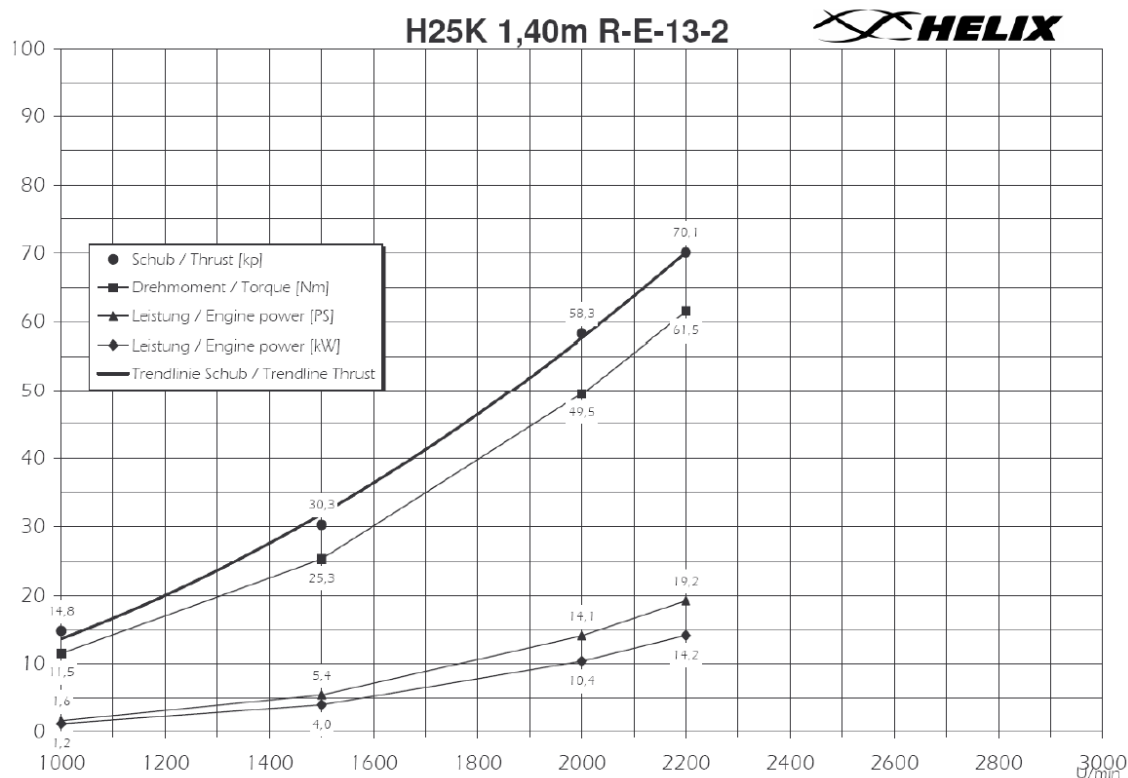


Gráfico 1 - Curvas de Funcionamento do Hélice [21]

3.1.2 Veio de Transmissão

O veio de transmissão é maioritariamente constituído por materiais compósitos, mas possui reforços de alumínio 2024-T4 (a liga 2030-T4 foi usada no protótipo devido a estar disponível) em cada extremidade para melhor transmissão de esforços desde o motor até ao cubo do hélice. O veio foi desenhado para fazer parte da treliça ao mesmo tempo que suporta tensões devidas à torção. Esta decisão foi tomada para reduzir peso, eliminando qualquer estrutura extra que suportasse o veio. Contudo esta decisão sujeita o veio a cargas axiais (tracção do hélice, cargas na treliça) e de torção (binário do hélice) simultaneamente. Chegou-se à conclusão de que, para suportar as cargas axiais, seria usado um tubo de fibra de carbono unidireccional com as fibras orientadas a 10 graus (característica presente em quase todos os tubos comercializados). Para que o veio fosse capaz de suportar os esforços de torção existe uma camada de tecido de aramida com matriz epoxídica orientada a ± 45 graus. Inicialmente esta camada seria constituída por um tecido de fibra de carbono, mas foi tomada a decisão de usar aramida, já que esta possui um módulo elástico superior, e protege o tubo de carbono interior de impactos e abrasão.

3.1.3 Conexões em T (“Mangas”)

Os componentes menos convencionais são duas conexões em forma de T que formam o ponto de união entre vários componentes da estrutura do motor e ligam estes à estrutura existente da aeronave (representados na Fig. 19). Estes componentes são críticos na estrutura devido ao facto de todo o carregamento relacionado com o sistema propulsivo instalado passar por eles. Há ainda que ter em conta que, devido à sua localização e função, estes componentes necessitam de aguentar um carregamento horizontal de 15 G's da estrutura antes de falharem catastroficamente, para impedir que o motor e componentes associados atinjam a cabeça do piloto em caso de acidente, como imposto pelo regulamento CS-VLA [17]. Ao contrário do que é comum em componentes deste género, foi decidido que seriam completamente constituídos por materiais compósitos (fibra de carbono), através da sobreposição inteligente de várias camadas, cada uma com as suas fibras orientadas de maneira a acomodar o melhor possível todos os esforços que passam pelos componentes. Outra característica imposta para estes componentes é possuírem um encaixe fácil e não invasivo à estrutura original, de maneira a permitir uma montagem simples da estrutura.

3.1.4 Suporte da Roda Dianteira e Direcção

A roda dianteira teria que ser necessariamente mais pequena que a roda traseira existente, para que pudesse caber na parte dianteira da fuselagem. Apenas uma pequena parte será visível de fora da aeronave, tanto para aproveitar o patim dianteiro existente, como para não modificar a carenagem existente (que inclui o patim). Deste modo, apenas é necessária uma abertura no patim com dimensão suficiente para a passagem de uma pequena parte da roda e algum espaço para que esta possa virar. A estrutura adicional consiste em apenas um tubo de alumínio que encaixa na estrutura de apoio do patim existente. Este tubo funciona também como eixo da direcção. Uma forquilha em fibra de carbono liga a roda a este tubo, formando um conjunto semelhante ao da roda livre de carrinho de compras. Tal é necessário para fornecer à roda dianteira equilíbrio dinâmico. Quanto ao equilíbrio estático da roda, será fornecido por batentes nos ângulos máximos da direcção, pois esta situação não é problemática. Todo o conjunto é muito simples e encontra-se ilustrado na Fig. 31. O controlo direccional da roda é realizado por um sistema de arames ligado aos pedais às superfícies de controlo da direcção. No entanto, os pedais operam independentemente entre si devido ao funcionamento das superfícies de controlo direccional que estão localizadas nos “*winglets*”. Por exemplo, os pedais podem estar simultaneamente em baixo, actuando as duas superfícies de controlo simultaneamente, fazendo de travão aerodinâmico para uma aterragem. Portanto, um sistema de roldana desacoplável foi pensado para permitir que os pedais trabalhem em conjunto durante a descolagem e que depois seja desacoplado para que os pedais funcionem normalmente. O conceito é ilustrado na Fig. 30.

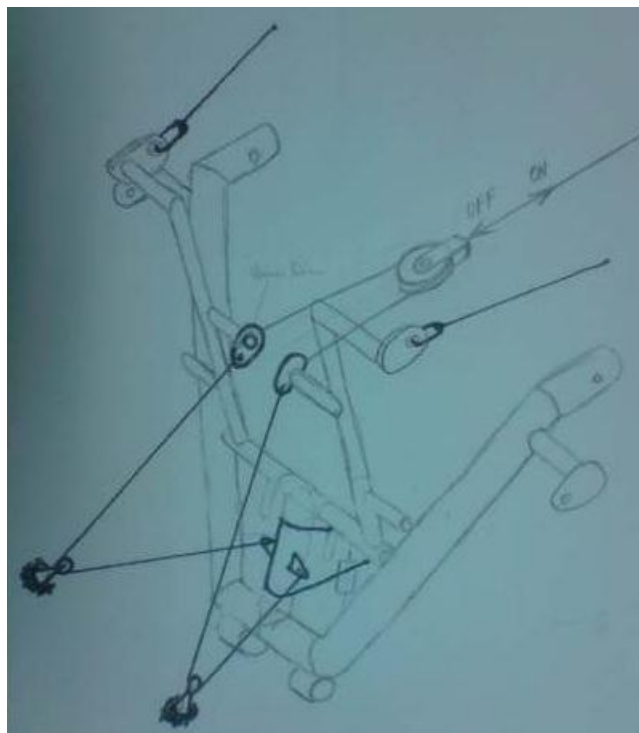


Fig. 30 - Esquema com a estrutura de apoio do patim, estrutura da roda dianteira, sistema de cabos da direcção e sistema de roldana

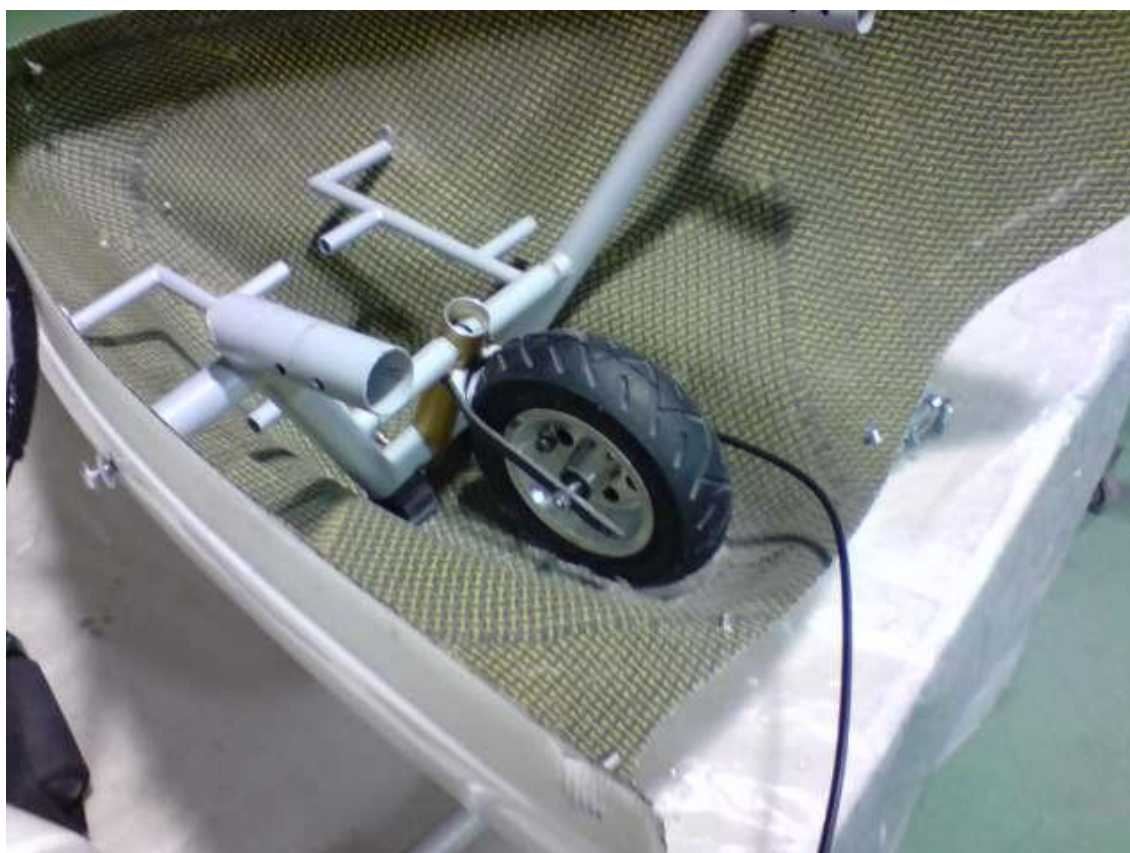


Fig. 31 - Protótipo da estrutura de suporte da roda dianteira: a forquilha de fibra de carbono é apenas representativa

3.1.5 Outros Elementos

Os restantes componentes não possuem tanta complexidade/inação no seu projecto. No entanto, é importante referir a função e particularidades de cada um.

Em relação às escoras, a sua função é suportar grande parte dos carregamentos transversais no cubo do hélice, os quais lhes são transmitidos devido à configuração da treliça 3D que integram. Parte destes esforços são também transmitidos ao veio de transmissão sob a forma de tensões axiais. Tendo em conta a sua integração na treliça, e o facto de que estão conectadas ao casquilho e mangas por rótulas, os esforços que estes componentes sofrem são de tracção e compressão, sendo os últimos críticos, pois estes componentes possuem um elevado índice de esbeltez. Este componente é constituído por um tubo em carbono unidireccional com 10 graus de orientação das fibras.

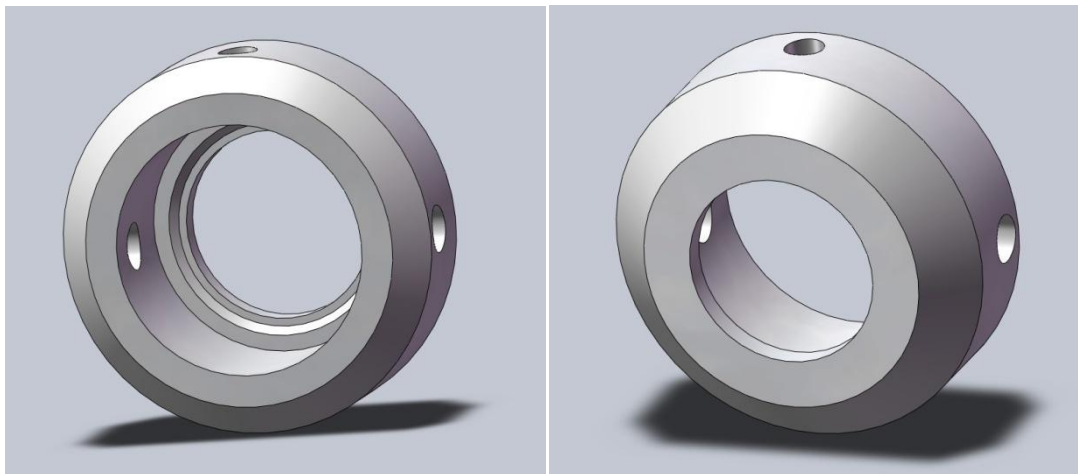


Fig. 32 (a) e (b) - Desenho CAD do Casquilho do Rolamento (Ertalon 66SA , Frente e Verso)

O casquilho (Fig. 32) tem a função de transmitir os esforços transversais do cubo do hélice aos outros elementos da treliça e é o componente que une as escoras e o veio (através do rolamento). Este componente protege também o rolamento que se encontra alojado no seu interior. Estas situações estão ilustradas na Fig. 20. Os esforços predominantes neste componente são esforços de corte e compressão perto dos parafusos que nele encaixam e da zona onde está alojado o rolamento. O material escolhido foi o plástico Ertalon 66SA.

Para o rolamento foi escolhido um SKF 61804-2RZ. É um rolamento esférico simples, com as dimensões pretendidas. As principais preocupações para a escolha do rolamento foram a sua capacidade de aguentar a tracção máxima mais o factor de segurança axial e a sua resistência à fadiga. Ambos foram relativamente fáceis de satisfazer.

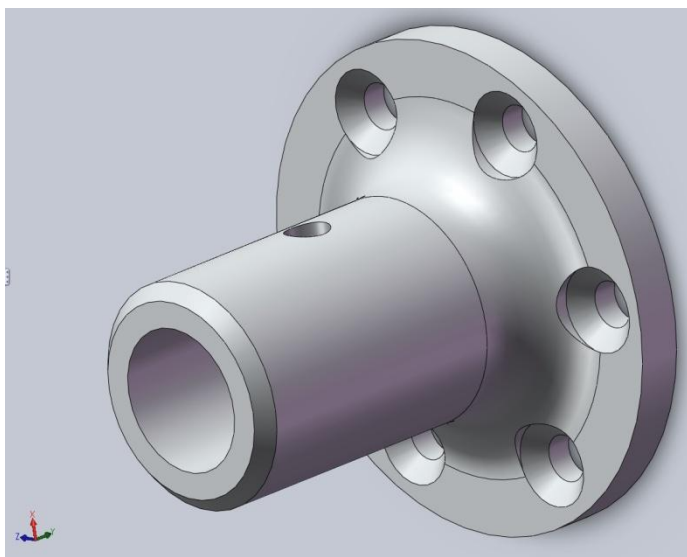


Fig. 33 - Desenho CAD Final do Adaptador Motor-Veio

O componente que faz a ligação entre o motor e o veio de transmissão é um adaptador (Fig. 33) em alumínio. O projecto deste componente consiste na modificação do adaptador, existente no kit do motor, para o diâmetro do veio e método de encaixe desejado. Encontra-se representado na Fig. 19. O acoplamento ao motor é efectuado através de 6 parafusos, enquanto que a fixação do veio é feita através de um pino de aço de 6 milímetros, tal como no adaptador original.

Os reforços em alumínio que o veio possui em cada extremidade têm a função de suportar os esforços de esmagamento causados pelos pinos de encaixe do veio nas extremidades. Como o veio é essencialmente constituído por materiais compósitos, estes esforços concentrados seriam um problema. Portanto estes elementos em alumínio absorvem os esforços de esmagamento do pino e transmitem-nos ao resto do veio através da sua área de colagem com este. Para esta área de colagem foi usada a resina epoxídica ADEKIT A175. Este elemento encontra-se ilustrado em corte na Fig. 20.

As rótulas (Fig. 20, ligadas lateralmente ao casquilho do rolamento) usadas nas extremidades das escoras para lhe fornecerem graus de liberdade nas conexões, foram adaptadas de umas rótulas existentes. Cada uma é constituída por dois componentes. A rótula em si, com um parafuso transversal, e um casquilho, no qual assenta o parafuso e que permite, com uma contra-porca, ajustar o comprimento do conjunto. Este último ponto é também útil, pois é uma solução simples para acomodar qualquer erro no projecto/implementação em relação a ângulos ou comprimento de elementos da treliça, através do ajuste do comprimento das rótulas, de modo a o veio manter o ângulo desejado. Os casquilhos são de alumínio, e foram maquinados para terem as dimensões necessárias para encaixarem nas extremidades das escoras, às quais ficam colados com resina epoxídica. A rótula em si é de aço, e permaneceu inalterada. Nela encaixam as cabeças dos parafusos que se fixam no casquilho, formando a treliça.

A estrutura usada para suportar o motor (“Bati”) faz parte da treliça 3D. No entanto os seus componentes, por suportarem directamente o motor, precisam de resistir a uma força horizontal equivalente a 15 vezes o peso do motor como estabelecido pela norma CS-VLA [17]. Para além das mangas, que já foram discutidas, fazem parte desta área da estrutura dois tubos em fibra de carbono e uma placa também em fibra de carbono, formando um triângulo que constitui a “face” frontal da treliça.

Os tubos são constituídos por fibras unidireccionais de carbono orientadas a dez graus. Cada um destes tubos encaixa no interior do braço superior da respectiva manga, inclinado em dois eixos. A outra extremidade encontra-se cortada obliquamente, de modo a colar à placa de fibra de carbono à qual está fixo o motor. Na zona desta união, existe um enchimento em madeira, com a função de aumentar a área de colagem para permitir a melhor transmissão de esforços pela colagem. Nestas colagens é usada resina epoxídica. O esforço predominante nestes componentes é a flexão, quer horária como anti-horária, que correspondem aos esforços no motor causados por uma aterragem forçada, ou tracção máxima, respectivamente.

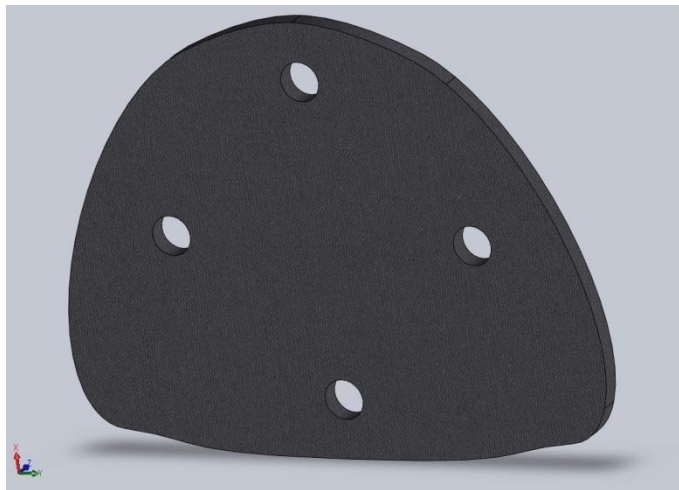


Fig. 34 - Desenho CAD Final da Escora

A placa em fibra de carbono (Fig. 34) possui uma espessura de seis milímetros e é composta por várias camadas de tecidos de fibra de carbono $0^\circ/+90^\circ$ orientadas em várias direcções de modo a acomodar da melhor maneira possível as tensões que irá suportar. Estas tensões são essencialmente de corte na zona dos furos para os parafusos de fixação ao motor e na zona de colagem com os tubos.

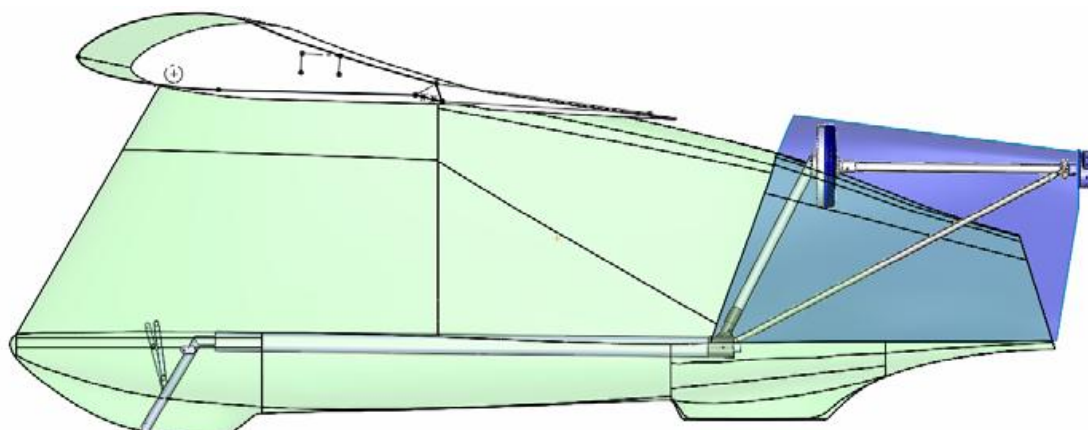


Fig. 35 - Desenho CAD Esquemático da Nova Carenagem Traseira

Para acomodar a modificação seria necessária uma nova carenagem traseira (Fig. 35), visto que a existente não oferecia espaço suficiente para as modificações. Tendo em conta os objectivos do trabalho, esta nova carenagem teria que permitir que a aerodinâmica fosse afectada o mínimo possível por estas modificações, sem que no entanto se tornasse complicada ou que se afastasse muito da forma original. Foi decidido usar a carenagem original como base. Mantendo-se a parte inferior desta praticamente inalterada, e usando as suas superfícies quando possível. Na parte superior desta carenagem, são aplicadas superfícies do mesmo material, mas que se estendem em volta dos elementos superiores da motorização (motor, veio e cubo do hélice. A secção da carenagem traseira é também alargada em certas áreas de modo a acomodar as escoras.

Finalmente, as baterias são compostas por doze células LiPo (Lithium-ion Polymer) (Fig. 36), pesando cerca de 0,66 kg cada. Tal como o kit do motor, já tinha sido decidido usar estes componentes antes deste trabalho ser começado.



Fig. 36 - Células de bateria a serem usadas.

Vários estudos foram feitos fora e em paralelo com este trabalho quanto à configuração da posição e conexão das baterias tendo em conta o peso e centragem. Depois de várias iterações chegou-se à conclusão que a melhor configuração para as baterias e posição para as baterias seria dividir todas as células por dois conjuntos de seis células cada, e amarrá-los à parte inferior dos tubos longitudinais principais da estrutura da fuselagem. Estes tubos são os elementos estruturais mas resistentes da estrutura e são consideravelmente sobredimensionados. Serão estes elementos que suportarão também os carregamentos da estrutura do motor que neles assenta. A posição longitudinal exacta dos “packs” de células de bateria depende do peso total e da posição dos outros componentes da motorização, mas encontrar-se-á aproximadamente na zona em que a carenagem é mais larga. A posição vertical dos “packs” é consideravelmente baixa. Com uma massa conjunta de cerca de 8kg, as baterias levarão a uma posição ligeiramente mais baixa do centro de gravidade da aeronave, o que ajuda na estabilidade. A posição das baterias acaba por não interferir com a visibilidade ou conforto do piloto, o que é positivo.

3.1.6 Posição do Pára-quadras

A posição do pára-quadras foi uma variável preocupante durante toda a fase de projecto conceptual e também um pouco durante a fase de projecto detalhado. O dilema em volta deste componente assenta no facto de o seu peso considerável poder ser usado para equilibrar todo o conjunto de motorização, cujos componentes posicionados na traseira seriam, no seu conjunto, consideravelmente mais pesados, e com um maior braço, dos que ficariam mais à frente. Como um dos objectivos é manter o CG da aeronave inalterado, as baterias, que são outro elemento consideravelmente pesado, teriam que ser deslocadas demasiado para a frente, para uma posição onde não poderiam ser colocadas por falta de espaço. Alguns conceitos de motorização do SWIFT [13] e Swift'light [12] têm de facto o pára-quadras deslocado para uma posição inferior/dianteira, no entanto esta configuração atrapalha consideravelmente a ejeção (ejectado para baixo da aeronave) e funcionamento do pára-quadras em caso de emergência, algo que evidentemente não é desejável. Foi decidido portanto manter a posição original do pára-quadras e alterar minimamente o ângulo de lançamento do foguete de ejeção. Cumprir este requisito foi possível devido a uma considerável poupança de peso dos componentes da estrutura de suporte do motor na fase de projecto, e projecto inteligente da configuração da estrutura e posicionamento dos seus componentes. Foi também decidido no fim da fase de projecto inclinar o encosto do piloto (que se encontra directamente atrás da cabeça do piloto e no qual se encontra assente o pára-quadras) ligeiramente para a frente. Esta decisão permitiu compactar um pouco a estrutura traseira e colocar o pára-quadras entre as duas escoras. O foguete de ejeção do pára-quadras foi reorientado alguns graus para a frente e foi feita uma pequena “rampa de lançamento” em fibra de carbono para guiar o lançamento do foguete na sua fase inicial, de modo a assegurar que segue a trajectória correcta dentro da aeronave. Esta rampa coloca o foguete numa posição fixa, ao invés da situação original em que se encontra amarrado ao saco do pára-quadras (Fig. 37 (a) e (b)).

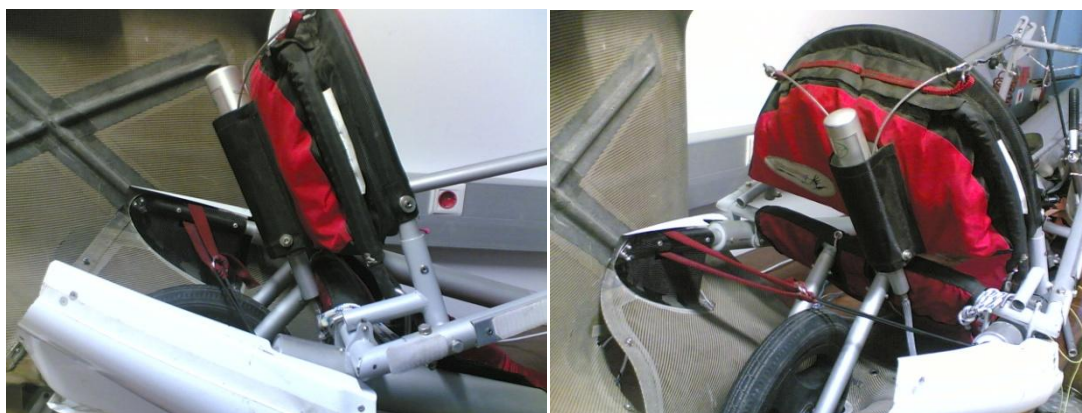


Fig. 37 (a) e (b) - Posição original do pára-quadras e do seu foguete de accionamento

3.1.7 Peso e Centragem

Como afirmado anteriormente, um dos constrangimentos à motorização é que a posição original do CG da aeronave se mantenha. A posição do motor e do hélice manteve-se praticamente inalterada desde o início do projecto, assim como a posição da roda da frente e sua estrutura. Portanto a posição dos “packs” das baterias foi o principal factor para equilibrar todo o conjunto, e variou durante todo o projecto até ao ponto em que o projecto detalhado de todos os componentes estava concluído e o seu peso definido. O posicionamento geral dos elementos do kit de motorização encontra-se na Fig. 38.

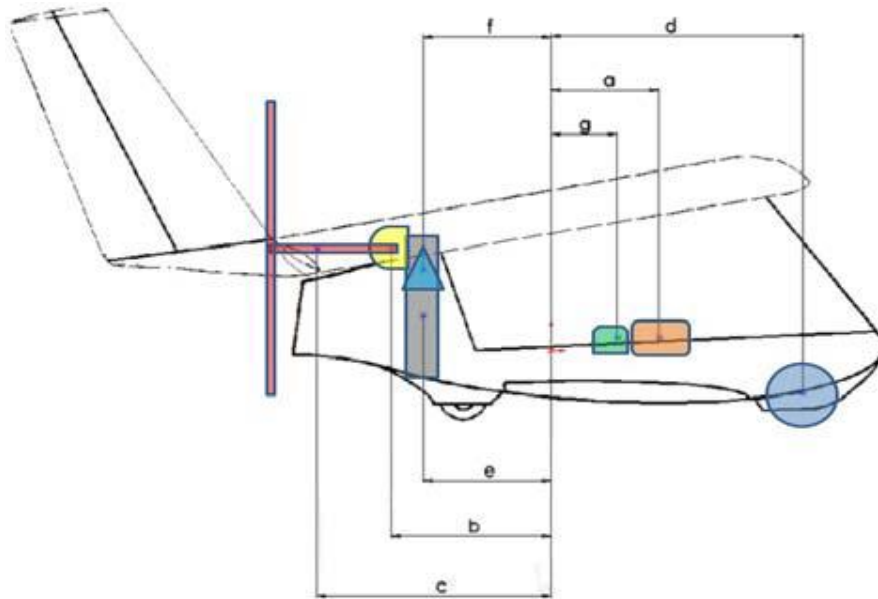


Fig. 38 - Esquema ilustrando a posição relativa dos elementos da motorização do Swift'light (não está à escala): (a) Packs de Baterias; (b) Motor Eléctrico; (c) Hélice, Veio de Transmissão e Estrutura Relacionada; (d) Roda Dianteira e sua Estrutura de Suporte; (e) Estrutura de Suporte do Motor; (f) e (g) Elementos Electrónicos de Controlo do Motor.

3.1.8 Orientação da Linha de Tracção e Equilíbrio Estático

O ângulo da linha de tracção em relação ao eixo longitudinal da aeronave é importante pois influencia o momento de arfagem que o vector de tracção (em função também da posição do motor e hélice) vai aplicar à aeronave. Um pequeno momento de arfagem é aceitável, e provavelmente inevitável, pois a posição do motor e hélice estão praticamente fixas no projecto. No entanto é necessário verificar qual a sua influência no equilíbrio estático do voo horizontal da aeronave.

Para tal foi feito um cálculo simples, tomando em primeiro lugar o momento que a propulsão iria aplicar ao aparelho, em relação ao CG aproximado da aeronave com as modificações efectuadas, com potência máxima, no caso de o vector de tracção se manter a 0° (horizontal) como inicialmente proposto. O valor deste momento é de cerca de 107N.m. Depois foi

estimado o momento que a asa realizaria com 10° de deflexão dos flaps, 4° de ângulo de ataque e à velocidade de 70km/h, do qual resultou o valor de 140N.m. Este cálculo não tem em conta a torção da parte da asa com flap. Foi também suposto para estes cálculos que o centro aerodinâmico da asa se encontra por cima do centro de gravidade (do conceito de asa voadora) e que as asas possuem um momento de arfagem nulo (na realidade este valor é muito próximo de zero).

Através destes valores é possível verificar que o momento aplicado pelo motor é facilmente acomodado pela aplicação moderada de flaps, ou até dos elevons. De notar que o motor foi implementado apenas para permitir à aeronave descolar e atingir alguma altitude autonomamente. De notar também que a aplicação de flaps possui um impacto considerável a nível de momento de arfagem, positivamente (“*nose-up*”). Isto é devido ao seu centro aerodinâmico se encontrar à frente do centro aerodinâmico da asa completa, e portanto à frente do CG da aeronave, e devido à sua grande área à frente do centro aerodinâmico da asa. Depois deste estudo ser efectuado, o ângulo do eixo de tracção foi alterado para -3° , diminuindo desta forma o momento que aplicava. O motivo desta mudança foi melhorar a aerodinâmica da fuselagem traseira e aumentar a distância do hélice ao solo, com o objectivo de prolongar a vida do hélice, já que a aeronave vai operar em superfícies não planas e consideravelmente rugosas (pistas de terra batida, campos, encostas, etc), diminuindo também o perigo de pedras embaterem no hélice.

3.2 Implementação

Como o autor deste trabalho foi responsável pelo projecto e teste de apenas parte dos componentes desta estrutura, apenas esses componentes serão discutidos em detalhe.

A estrutura do motor foi dimensionada com um factor de segurança de 1,5 para factores de carga de 4 como requerido pela CS-VLA [17]. Existe também um requisito que impõe que a estrutura resista a um factor de carga de 15 na direcção da dianteira antes de entrar em falha catastrófica. Esta norma é aplicada à estrutura de suporte do motor em moto-planadores ou ultra-leves em que o motor se encontre por detrás do piloto, e tem como objectivo proteger o piloto em caso de embate frontal num acidente.

Devido ao projecto inovador de alguns elementos, ou à sua importância fulcral para o conjunto da estrutura, foi decidido testar individualmente alguns componentes para validar a sua resistência.

3.2.1 Veio de Transmissão

O veio de transmissão teria que suportar um binário máximo de 51 N.m em conjunto com a força axial de compressão correspondentes à tracção máxima desenvolvida pelo hélice (574 N) com os factores de segurança aplicados. Esta situação de carregamento é mais crítica que as forças inerciais resultantes da massa do hélice e componentes a ele associados com factor de carga de 4, pois não só são de uma intensidade consideravelmente maior, mas também de natureza compressiva. Para efectuar o seu dimensionamento, depois de calculada a distribuição de forças na treliça, foram calculadas as tensões máximas de corte (devido à torção) e de compressão [5] para a situação de carregamento crítica.

Três veios de diferentes diâmetros (Tabela 4) foram projectados devido à baixa variedade de tubos de carbono com diâmetros nesta gama, e diferentes métodos de encaixe no hélice e adaptador do motor (essencialmente, encaixe interno/externo). Foi escolhido o de diâmetro intermédio para continuar para a fase de testes devido a algumas preocupações com o veio de menor diâmetro ter dificuldades pragmáticas a nível de fabricação, enquanto que o de maior diâmetro estaria consideravelmente sobredimensionado. O comprimento do veio de transmissão é de cerca de 0,65 metros.

Tabela 4 - Propriedades dos Veios com diferentes Secções. As tensões directas resultantes do corte são as que as fibras da camada de aramida orientada a $+45^{\circ}/-45^{\circ}$ estão sujeitas devido às tensões de corte geradas pela torção. A diferença de tensões axiais e de corte são as diferenças em relação à tensão máxima de projecto em cada situação. As diferenças de força de flambagem e de massa (do conjunto) referem-se à diferença em relação aos valores do veio de menor diâmetro. Todos os valores de incremento são relativos à diferença em percentagem em relação aos valores do veio de menor diâmetro.

Variantes do Veio	Diâmetro Int.-Ext. [mm]		
	16-18	20-22	26-28
Tensão Directa Resultante do Corte [MPa]	308,2	208,0	129,8
Tensão Axial Compressiva [MPa]	16,3	13,2	10,3
Tensão Máxima de Flambagem [MPa]	228,6	348,4	575,5
Força Última de Flambagem [daN]	1220,9	2298,5	4881,3
Massa [g]	80,7	99,3	127,1
Massa do Conjunto [g]	137,7	215,6	329,5
Diferença na Tensão de Corte [MPa]	27,8	128,0	206,2
Diferença na Tensão Axial [MPa]	212,3	335,2	565,2
Diferença na Força de Flambagem [kN]	0,0	1077,6	3660,5
Diferença de Massa [g]	0,0	77,9	191,8
Incremento da Resistência ao Corte [%]	0,0	359,9	640,7
Incremento da Resistência Axial [%]	0,0	57,9	166,2
Incremento da Resistência à Flambagem [%]	0,0	88,3	299,8
Incremento de Massa [%]	0,0	56,6	139,4
Massa do Rolamento Correspondente [g]	40	80	160
Massa do Reforço em Alumínio [g]	8,5	18,1	21,2



Fig. 39 - Protótipo pronto do veio de transmissão para os ensaios de compressão e torção, com encaixes de interface com a montagem experimental nas extremidades (a coloração amarelada provém da camada exterior de aramida/epoxy).

Um protótipo do veio de transmissão (Fig. 39) foi construído e testado com cargas de compressão, numa máquina de testes electromecânica Zwick (5kN de compressão máxima), (Fig. 41), ao mesmo tempo que foi sujeito ao momento máximo de torção para que foi projectado. Contudo, devido à natureza da montagem experimental, o momento aplicado era dependente da força compressiva axial devido ao fenómeno de fricção. A fricção é gerada devido à articulação livre de um dos encaixes experimentais do veio protótipo (que permite a rotação livre desse encaixe em torno do eixo do veio) ser comprimida pela aplicação de força compressiva. Dois discos de Teflon foram introduzidos entre os componentes da articulação para reduzir consideravelmente o coeficiente de atrito. A montagem foi afinada para que o momento máximo de torção fosse aplicado no momento em que estivesse a ser aplicada a força máxima de compressão de projecto. No entanto, esta opção implica que até se atingir esse ponto, o momento de torção aplicado será superior ao momento máximo de projecto.

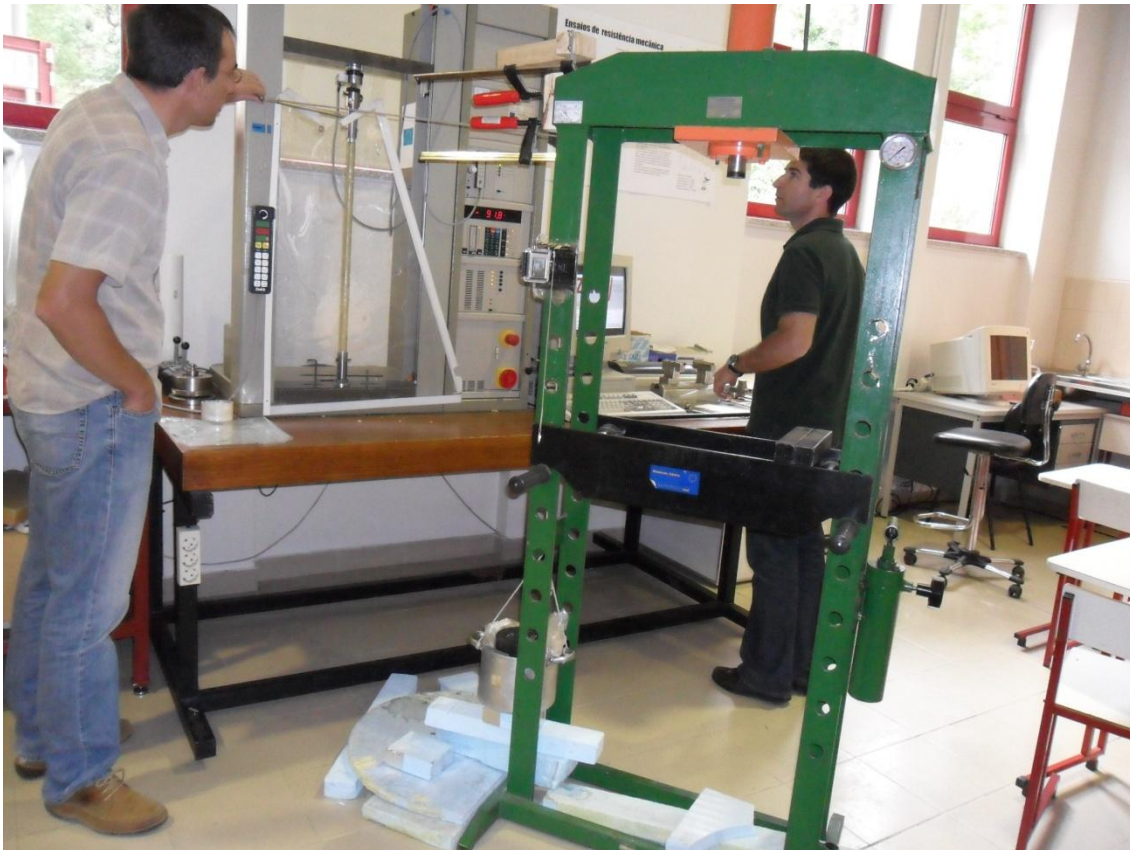


Fig. 40 - Vista geral da montagem experimental para o ensaio do veio de transmissão



Fig. 41 - A máquina electromecânica de ensaios e a montagem experimental do veio prontos para o ensaio: (a) Máquina de ensaios Zwick; (b) Célula de carga de 5kN; (c) Veio de Transmissão; (d) Suporte da extremidade do veio com rotação livre; (e) Suporte da extremidade do veio, fixo; (f) Montagem para produzir o momento torçor necessário (braço, fio, roldana e uma carga suspensa).

3.2.2 Escoras

As escoras, que ligam o casquilho à estrutura original, estão sujeitas a uma força compressiva no seu cenário mais crítico. Devido ao seu elevado índice de esbelteza, a tensão máxima de flambagem é pequena (9MPa), mas a tensão compressiva máxima que têm que suportar também (3,6 MPa). As escoras encontram-se portanto sobredimensionadas, devido a não ter sido possível encontrar tubos de carbono com menor diâmetro nesse período de tempo. Os esforços foram calculados primeiro para uma treliça tridimensional [4], e depois para cada componente em específico. Neste caso o factor mais importante revelou ser a força compressiva máxima de flambagem [5].

Como a máquina de ensaios disponível possuía um espaço para os provetes inferior ao necessário, a escora protótipo a ser ensaiada teve que ser mais curta que o pretendido (Fig. 42). Contudo, este ensaio permite verificar se houve algum erro no método de dimensionamento usado. O comprimento de projecto é aproximadamente 1,1m, entre os eixos das rótulas. O diâmetro exterior é de 16mm, com 1mm de espessura da parede.



Fig. 42 - Escora Protótipo (de menor comprimento) com as rótulas nas extremidades.

3.2.3 Outros Elementos

Quanto a outros componentes, o dimensionamento e implementação variaram conforme as funções, características e particularidades de cada um.

O casquilho do rolamento encontra-se numa posição que liga fisicamente o rolamento e as escoras. Portanto, por ele passam os esforços entre os membros da treliça, conforme a estrutura é solicitada. O pior cenário para o casquilho é suportar a tracção máxima do motor. Nesta solicitação as zonas mais críticas são o lábio interior onde assenta o rolamento e as zonas adjacentes aos furos dos parafusos. Para o dimensionamento foram usadas equações simples para o cálculo das tensões de esmagamento e corte [5] nas áreas críticas e simulações no software de elementos finitos COSMOSWORKS® (Fig. 43)

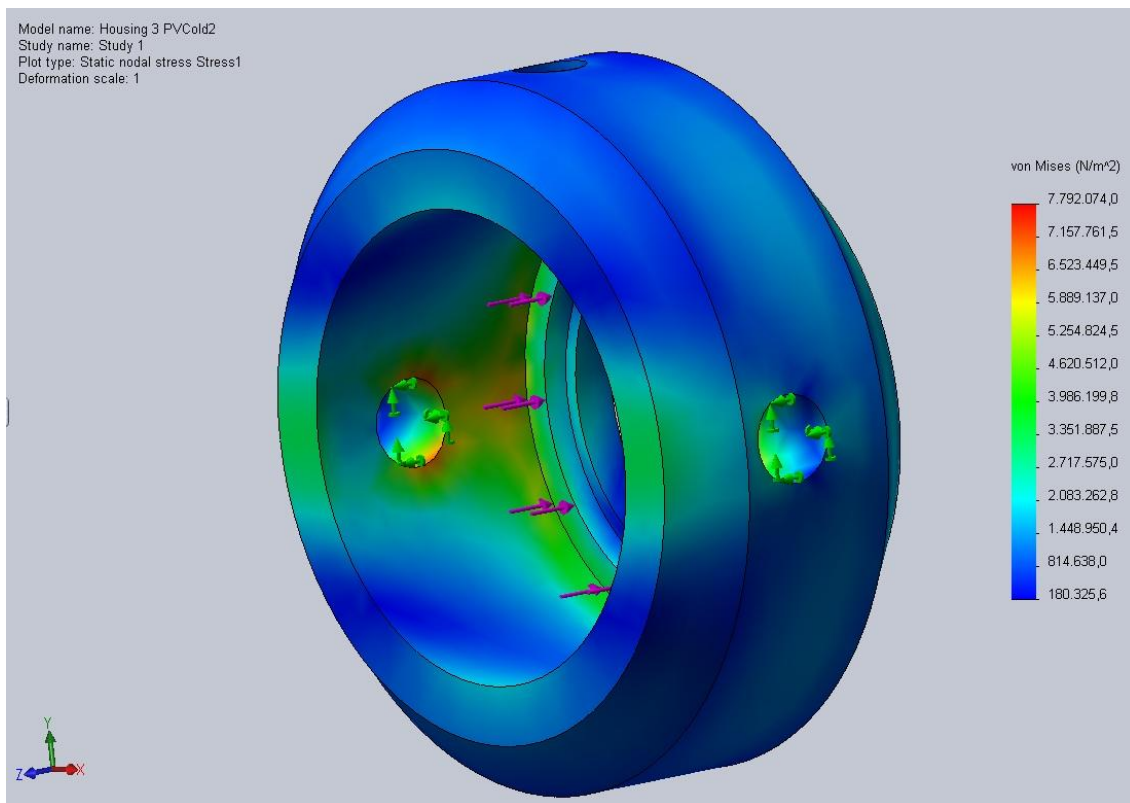


Fig. 43 - Resultados do software de elementos finitos no dimensionamento do casquilho do rolamento.

O rolamento usado é um 61804-2RZ de esferas, fileira única, produzido pela empresa SKF. Este rolamento foi escolhido principalmente devido às suas dimensões, que coincidiam com as do veio usado, e longevidade, já que o carregamento crítico (tracção máxima axialmente) não apresenta problemas. As características deste rolamento podem ser consultadas na Fig. 44.

Deep groove ball bearings, single row, low-friction seal on both sides

Principal dimensions			Basic load ratings		Fatigue load limit P_u	Speed ratings		Mass	Designation
d	D	B	dynamic	static		Reference speed	Limiting speed		
mm			kN	C_0	kN	r/min		kg	-
20	32	7	4,03	2,32	0,104	45000	22000	0,018	61804-2RZ

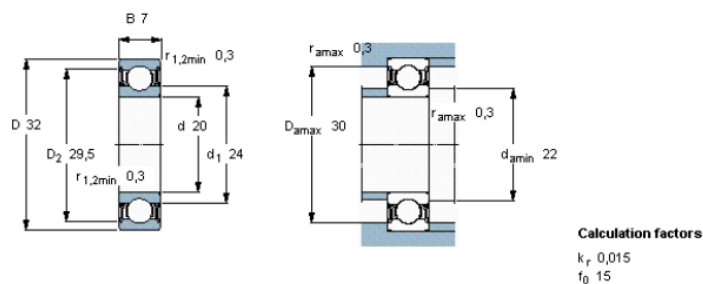


Fig. 44 - Datasheet do Rolamento 61804-2RZ

As rótulas (Fig. 45) foram adaptadas de um modelo existente, sendo maquinadas no torno de modo a reduzir o diâmetro exterior do encaixe, podendo o casquilho da rótula encaixar no interior das escoras.



Fig. 45- Pormenor da Rótula no Protótipo da Escora

Quanto ao adaptador do veio ao motor (Fig. 33), foi baseado nos planos de um componente comercializado pelo mesmo fabricante do motor para encaixar o hélice, e modificado para o diâmetro e características pretendidas, mantendo a espessura constante, pois iria suportar as mesmas solicitações de torção e com um diâmetro maior. Este componente foi maquinado no torno a partir de um varão de alumínio (mesmo material que o componente comercializado). Os furos dos parafusos de encaixe no motor foram maquinados por fresa.

3.3 Resultados

3.3.1 Ensaios dos Componentes Individuais

3.3.1.1 Veio de Transmissão

Antes de ser ensaiado na máquina de testes, para se ter uma ideia do balanceamento do veio, ver se estava equilibrado e se iria sofrer oscilações devido a erros inevitáveis no processo de fabrico, o veio foi preso por uma das extremidades num torno, sem qualquer outro apoio, e sujeito a uma velocidade de rotação de 1800 RPM (a velocidade máxima de operação do motor é de 2200RPM). As vibrações da outra extremidade eram mínimas, sendo que a amplitude máxima da oscilação seria de cerca de 1mm.

O protótipo do veio foi carregado até aos 5018N de força axial compressiva (atingindo o limite de carregamento da célula de carga da máquina de testes), e ao mesmo tempo estava sujeito à carga de torção variável (cerca de 51N.m aos 574N de compressão axial, inversamente proporcional), com cerca 3mm de deformação neste ponto. No entanto não foi identificado qualquer tipo de dano visual ou audível durante e após o teste.

3.3.1.2 Escora

A escora de teste foi carregada até à fractura (Fig. 46), devida a flambagem aos 2527N (Fig. 47) de carregamento axial compressivo. Já se encontrava fortemente deformada quando a fractura ocorreu. A deformação visível devida à flambagem iniciou-se aos 1050N. Neste momento ouviram-se estalidos fortes, provavelmente uma indicação de que algumas fibras de carbono romperam. A falha completa (Fig. 48) deste componente foi menos perigosa do que o que se tinha assumido. Apesar de repentina, não foram projectados estilhaços de qualquer tipo.



Fig. 46 - Escora Fracturada na Máquina de Ensaios

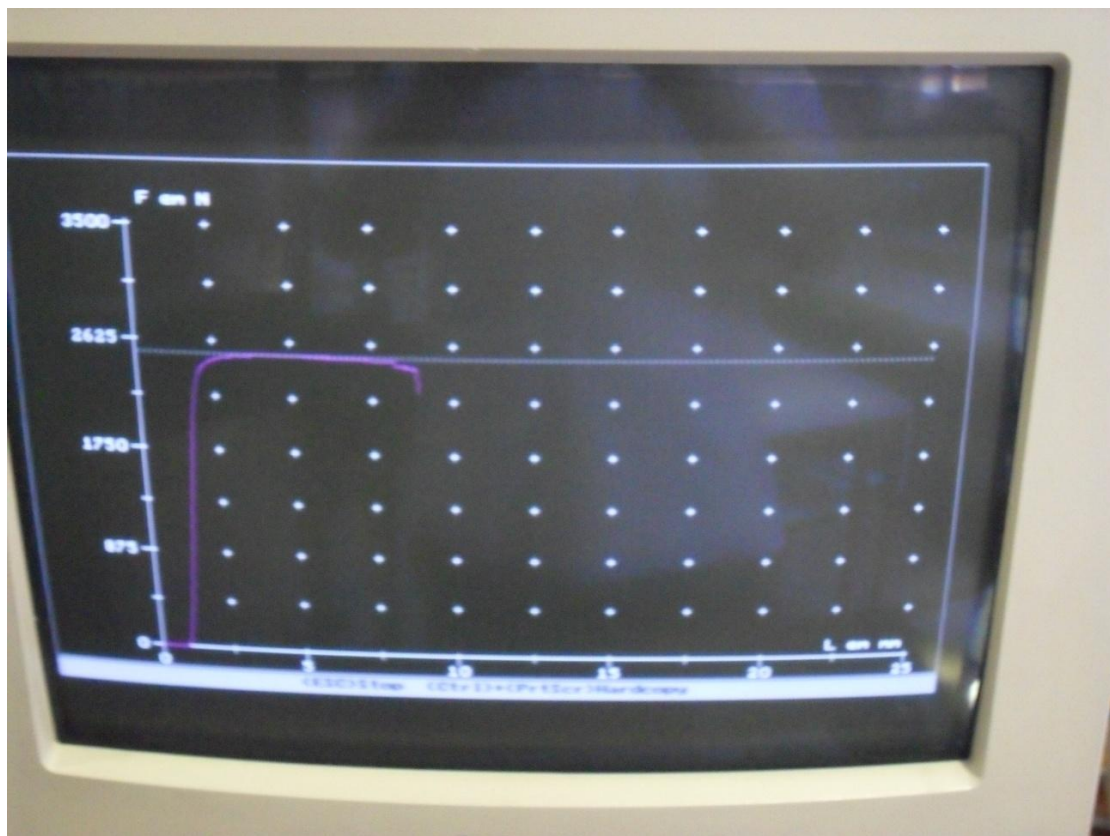


Fig. 47 - Gráfico experimental do ensaio da escora, força em N vs o deslocamento (axial) em mm

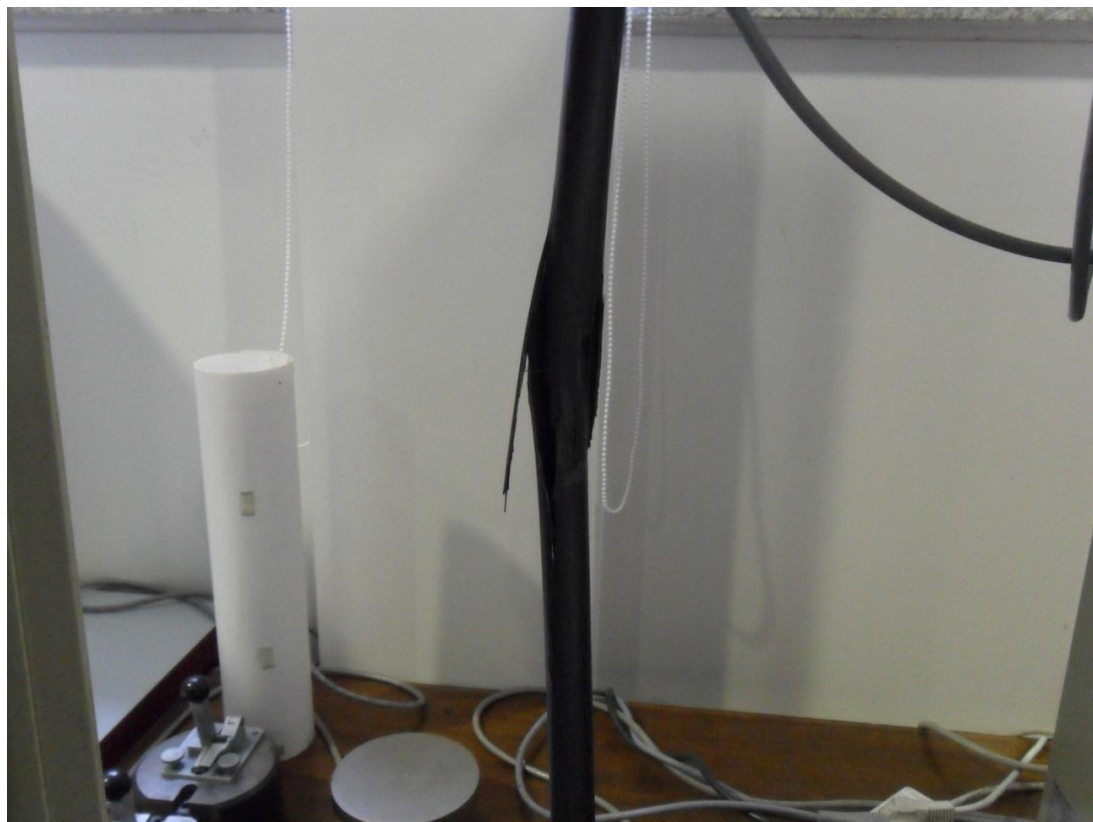


Fig. 48 - Pormenor da Fractura da Escora por Flambagem

3.3.2 Montagem Completa

Como se pode verificar pelas imagens seguintes, o conceito acabou por sofrer algumas modificações na fase final, com vista à melhoria da estética e aerodinâmica das modificações. As escoras, estando consideravelmente sobredimensionadas devido a vários motivos discutidos ao longo deste documento, foram modificadas, de modo a aproveitar a fuselagem traseira ao máximo, evitando o seu alargamento, que iria prejudicar um pouco a aerodinâmica da aeronave. Deste modo foram inicialmente deslocadas para se apoiarem na estrutura da roda traseira (Fig. 49).



Fig. 49 - Modificação montada, sem a maioria das carenagens, é visível que as escoras foram deslocadas de posição para permitir uma carenagem mais estreita. Assentam na estrutura de suporte da roda traseira.

Posteriormente, as escoras foram substituídas por um componente estrutural com base no seu conceito, mas mais estreito, com mais pontos de suporte (estrutura da roda traseira, e estrutura base do Swift'light, que era o apoio original) e mais compacto (Fig. 50 e Fig. 51). Esta alteração permitiu que para a carenagem traseira fossem aproveitadas as superfícies laterais da carenagem original, criando apenas uma nova superfície tubular superior (Fig. 50 e Fig. 51), para proteger o motor, veio e encaixe do cubo do hélice.

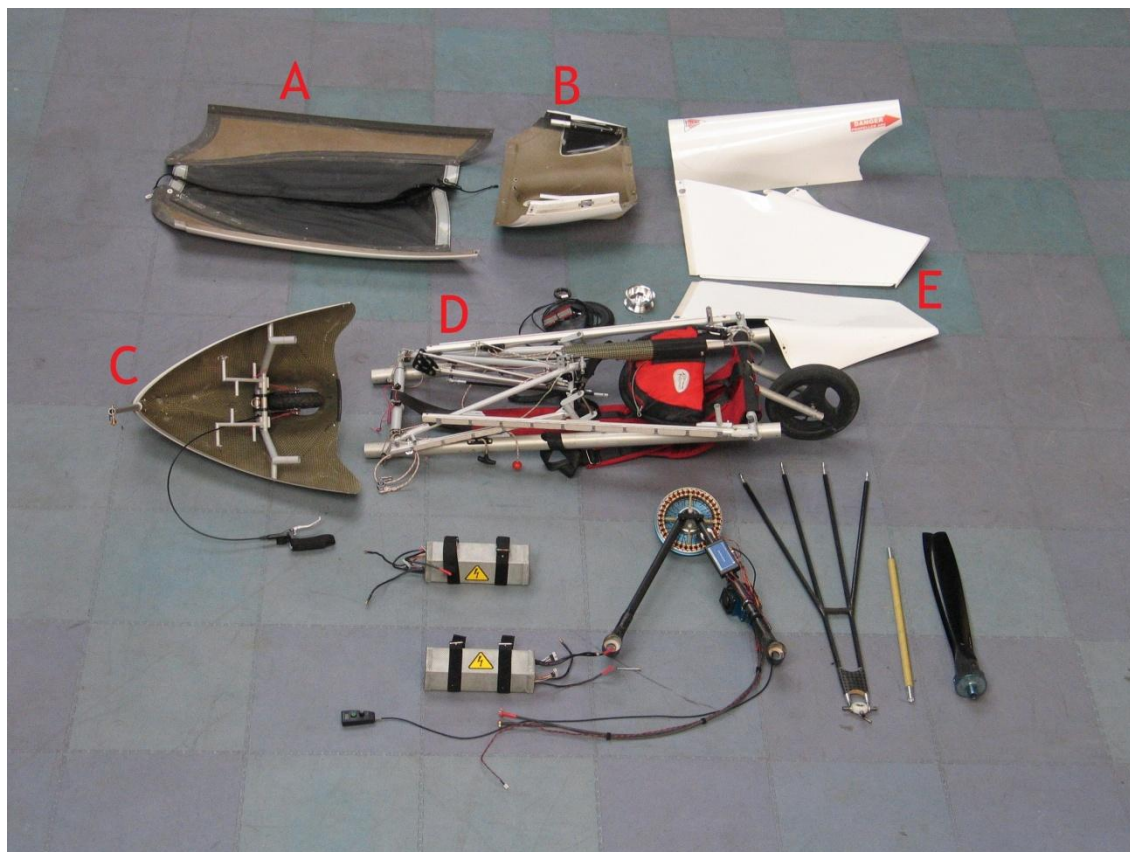


Fig. 50 - Componentes da fuselagem do Swift'light motorizado: (A) Carenagem inferior central original; (B) Carenagem inferior traseira; (C) Carenagem inferior dianteira frontal, com estrutura do patim e roda dianteira implementada; (D) Estrutura da carenagem original dobrada, é visível o foguete reorientado e a sua "rampa"; (E) Faces laterais da carenagem traseira baseadas na carenagem original.

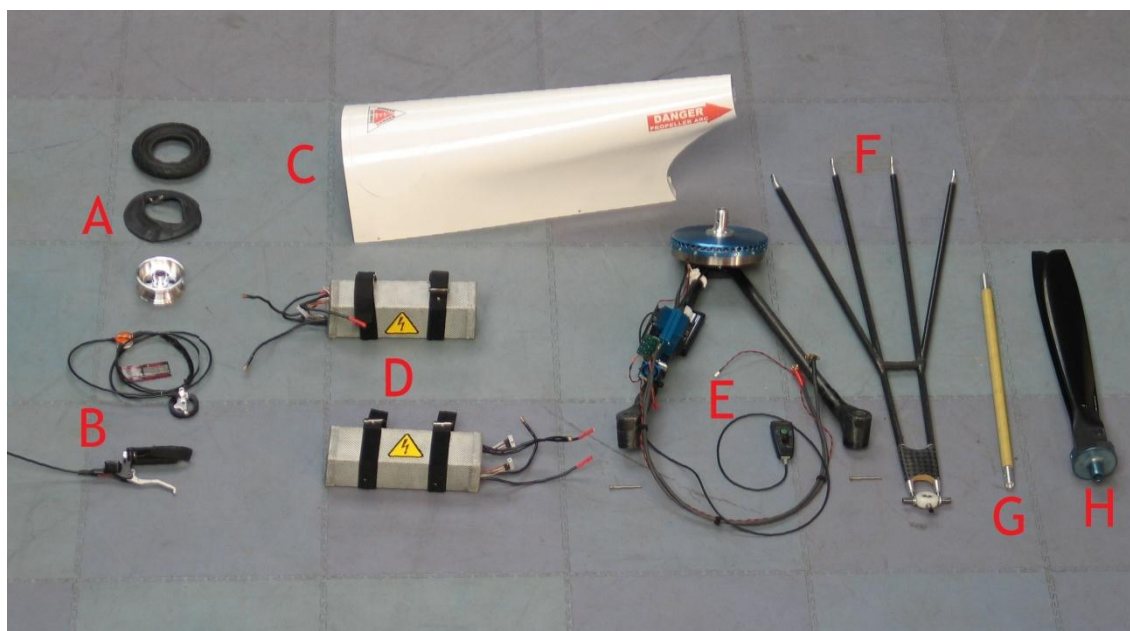


Fig. 51 - Componentes finais adicionados pelo kit de motorização desenvolvido neste trabalho: (A) Pneu, câmara-de-ar e jante da roda dianteira; (B) Travão, hidráulico e manípulo do travão da roda dianteira; (C) Face superior da nova carenagem traseira que encobre o motor e o veio; (D) Packs de baterias Li-Po, de 6 células cada; (E) Conjunto do Motor e sua estrutura de suporte, à qual se encontram amarrados o conversor de corrente e o controlador, é também visível o interface; (F) Estrutura de suporte que substitui as escoras, com casquilho e rolamento; (G) Veio; (H) Hélice.

O resultado é uma fuselagem “limpa” e aerodinâmica (Fig. 52), que evita linhas mais largas, que certamente aumentariam o arrasto. De salientar que todo este trabalho de implementação e modificação final dos componentes foi inteiramente realizado pelo Sr. David Chaumet, sendo as imagens apresentadas nesta subsecção da sua autoria.



Fig. 52 - Fuselagem completa do Swift'light com o kit de motorização implementado.

A Tabela 5 apresenta os pesos finais dos conjuntos de componentes que fazem parte do kit de motorização e o peso final da modificação.

Tabela 5 - Tabela com os Pesos Finais da Motorização

Massa [kg]	
Trem Dianteiro	0,916
Estrutura	1,892
Baterias	7,9
Cabos	0,4
Motor + Electrónica	4,971
Hélice	1,128
Total	17,207

É de notar que a massa de todo o kit de motorização se encontra perto dos 17kg, motor, hélice e baterias incluídos, e o peso vazio do planador é de cerca de 65kg, representando assim um aumento significativo da massa total da aeronave vazia (cerca de 25%).

4 Nova Configuração do Flap

4.1 Escolha do Software

O software escolhido para realizar a malha foi o Ansys Gambit 2.4. As razões para a sua escolha prendem-se com o facto de ser um software criado para ser extremamente compatível com o software a ser usado para a análise CFD (FLUENT®) e por ser um software muito usado neste tipo de problemas, e portanto com uma extensa gama de tutoriais, suporte, e validação sob a forma de centenas de artigos e dissertações sobre trabalhos que usaram este programa na área de CFD. O software está contudo actualmente obsoleto para a indústria em geral, e largamente ultrapassado, principalmente a nível de interface e intuitividade, que é comparável ao software de CAD Autocad. No entanto, para um problema relativamente simples como o que está a ser tratado, o interface primitivo difícil de trabalhar não representa um grande obstáculo.

Quanto ao software para processamento de CDF, foi usado o Ansys FLUENT® 6.3. A principal razão que levou à escolha deste software foi a sua vasta utilização para resolução de problemas aerodinâmicos em problemas académicos e de engenharia. É portanto um software bastante aceite e fiável para resolução de problemas do género e é capaz de simular uma vasta gama de tipos de problemas. As suas capacidades incluem resolução de problemas com geometrias complexas a 2D e 3D, escoamentos através de meios porosos, análise em regimes transientes ou estacionários, transmissão de calor por convecção, condução ou radiação, malhas e geometrias dinâmicas, misturas e reacções químicas, modelos invicidos, laminares e uma série de modelos turbulentos, escoamentos compressíveis e incompressíveis. A maneira como este software se integra no processo de resolução de problemas de CFD, e as suas capacidades e funções no processo, são sumarizadas na Fig. 53.

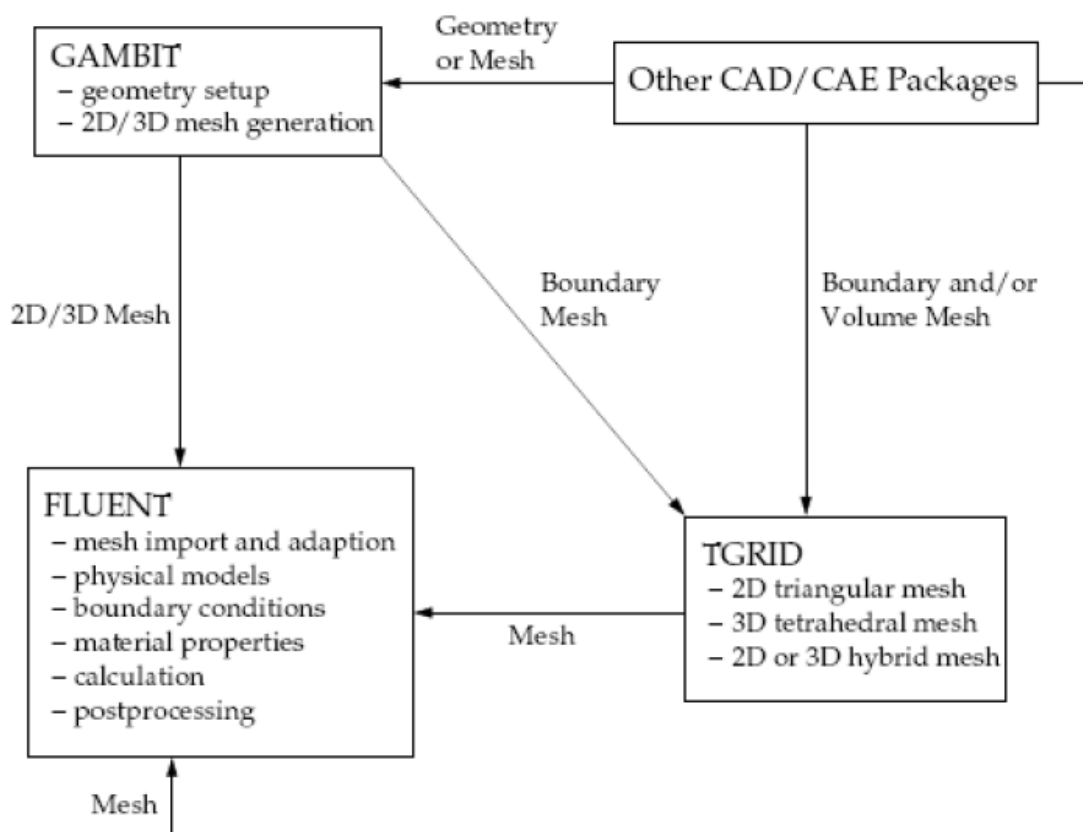


Fig. 53 - Esquema ilustrativo da integração dos softwares FLUENT® e Gambit no processo de resolução de um problema de CFD e as suas funções neste [22].

Foi necessário usar um software deste género devido à incapacidade de softwares com o código XFOIL resolverem um problema de escoamento em torno de perfis multi-elemento como é o caso de uma fenda num perfil.

Para realizar uma comparação com os resultados do modelo do perfil em FLUENT®, com vista a validar o modelo, foi usado o software XFLR5 que utiliza o código XFOIL. Este código é especializado na análise a perfis bidimensionais subsónicos e na obtenção de polares.

A sua análise de perfis isolados em meio viscoso ou invíscido considera transição forçada ou livre, bolhas de separação na transição, separação limitada no bordo de fuga e previsão do arrasto e sustentação pouco depois do ponto de $C_{l_{MAX}}$. O código usa o método dos painéis para realizar os cálculos, fornecendo polares de sustentação, arrasto e ponto de transição em função do ângulo de ataque para uma gama de números de Reynolds e/ou Mach. Este código encontra-se largamente validado dentro das suas limitações. O software ainda é capaz de redesenhar perfis em função de uma série de parâmetros especificados pelo utilizador, e de fazer análises em 3D para geometrias semelhantes à de uma aeronave. Contudo neste último ponto é extremamente limitado.

4.2 Definição dos Cenários, da Geometria e da Malha

Para analisar um perfil é necessário em primeiro lugar obter a geometria deste. No caso deste trabalho essa foi uma tarefa difícil visto não existirem informações disponíveis, tanto a nível de geometria do perfil, como a nível de desempenho. Foi, portanto, necessário obter os dados geométricos do perfil através da asa real do planador Swift'light. Usando a secção da raiz e a da ponta tiraram-se pontos que definiam o perfil, as coordenadas dos quais foram mais tarde passadas para computador. A partir deste ponto foi relativamente simples desenhar o perfil através de splines em software de CAD apropriado.

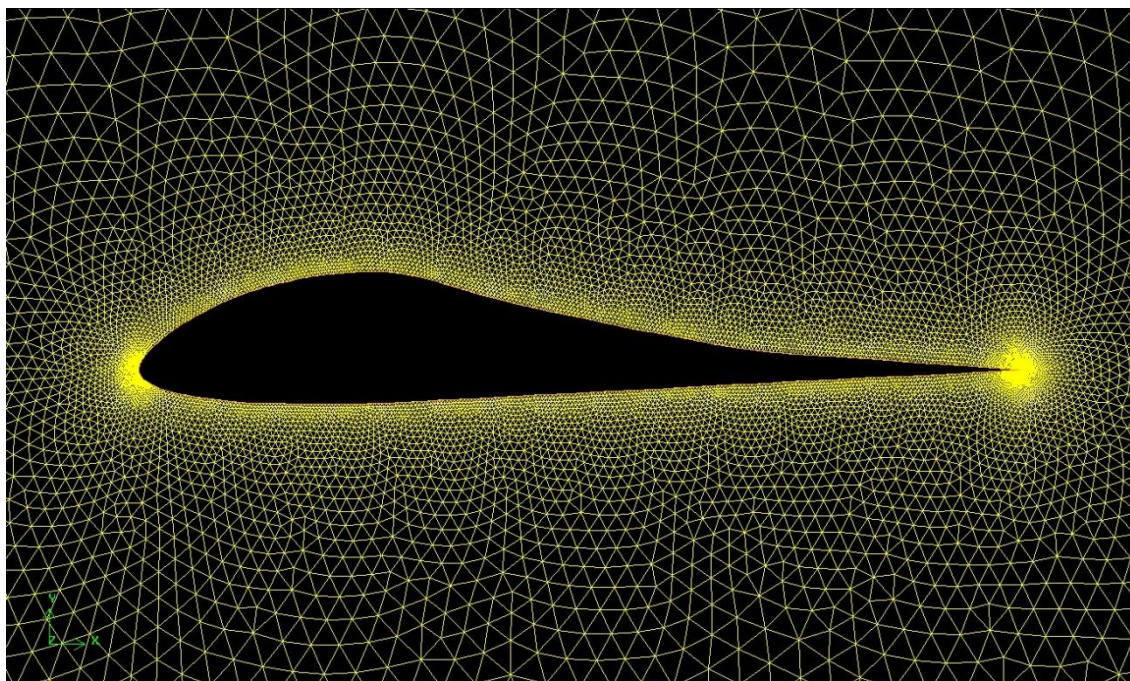


Fig. 54 - Perfil do Swift'light Sem Superfícies de Controlo

Para cumprir os objectivos propostos, vão ser analisados cinco perfis diferentes. O primeiro é o perfil do planador “limpo” (sem superfícies de controlo, Fig. 54). Este perfil será usado para validar o modelo usando a comparação dos dados obtidos pelo software XFLR5 com o código XFOIL, para o mesmo perfil.

Seguidamente o perfil do Swift'light (Fig. 55), e o novo perfil com a fenda do flap no extradorso (Fig. 56) foram analisados. O Objectivo é verificar a suspeita de que a fenda do flap no intradorso causa uma perda de desempenho em relação ao que poderia ser o obtido com outro sistema de articulação, pois diminui a área da asa quando o flap é deflectido. Normalmente quando um flap é deflectido é quando é necessária mais sustentação, que é proporcional à área em planta da asa. O novo perfil foi desenhado pegando no perfil com flap e modificando-o de modo a mover a articulação para o intradorso, tendo sido o resto da geometria mantida o mais semelhante possível à do perfil original.

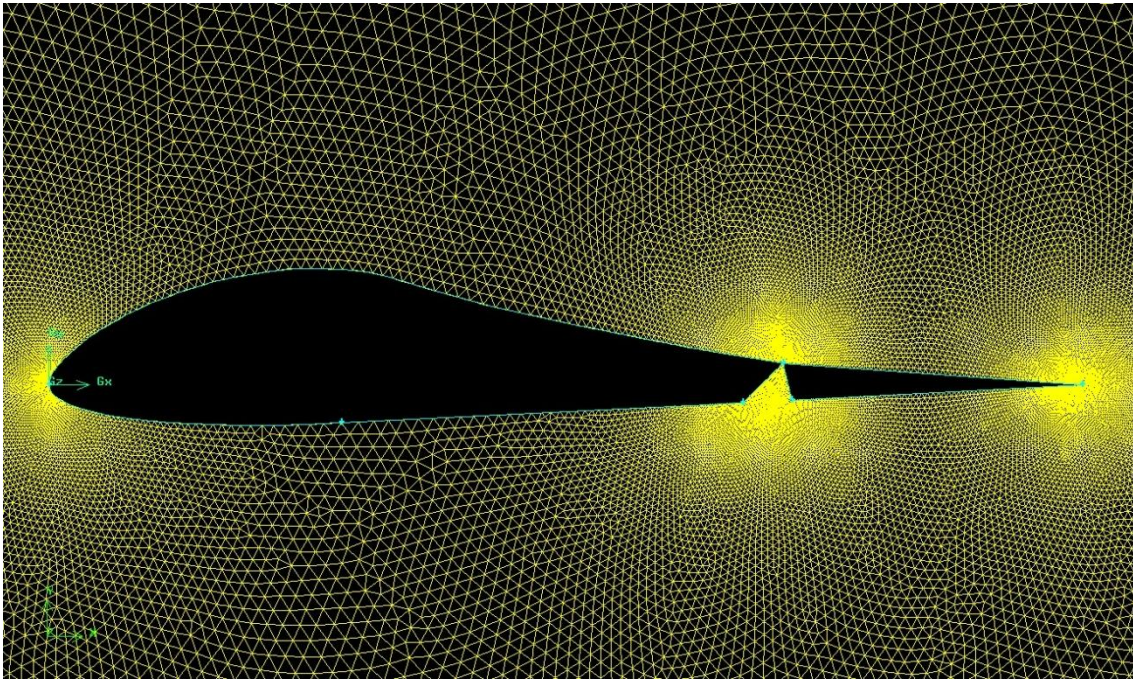


Fig. 55 - Perfil original do Swift'light com superfície de Controle (articulação no extradorso)

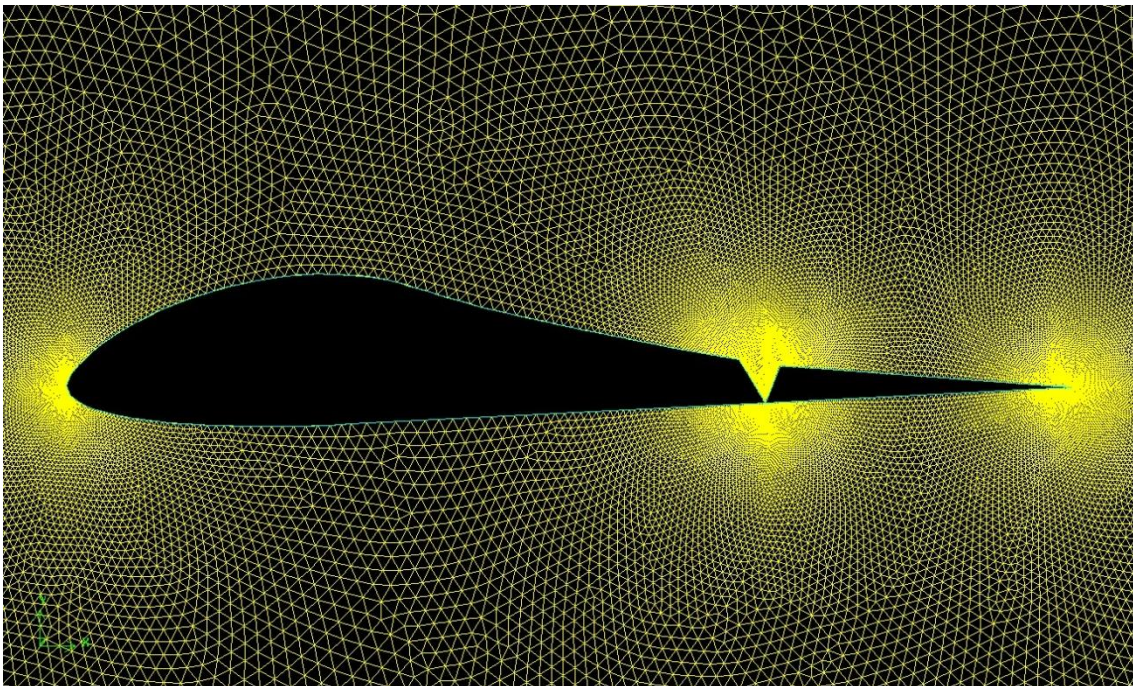


Fig. 56 - Novo perfil com a fenda do flap no extradorso (articulação no intradorso)

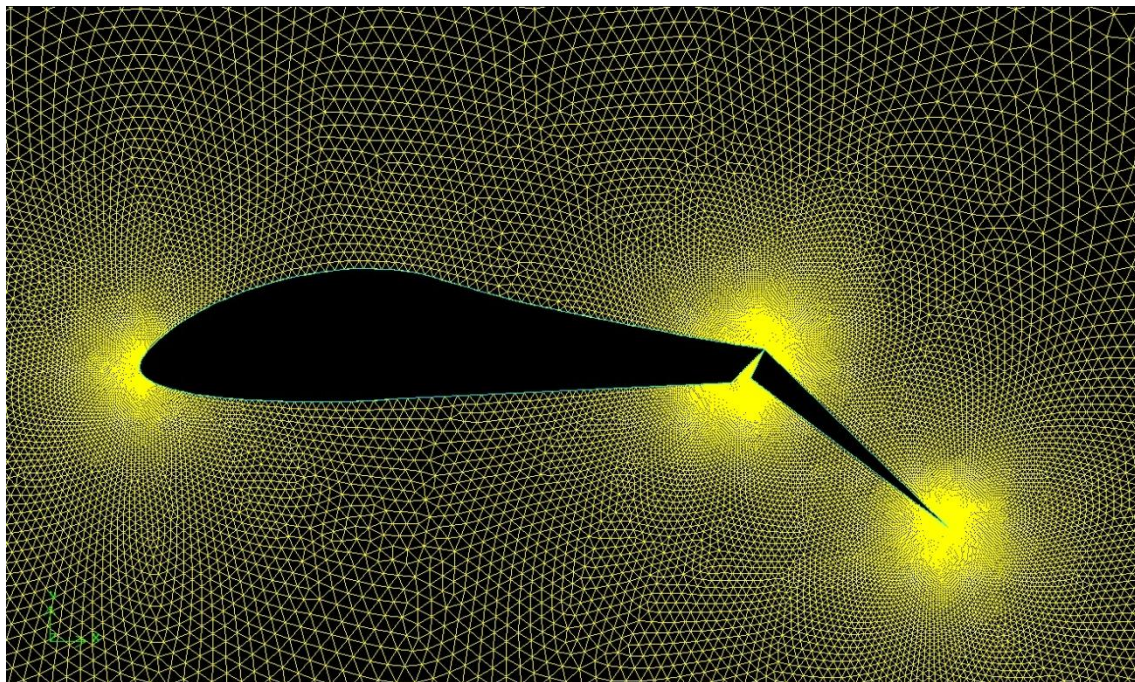


Fig. 57 - Perfil do Swift'light com Flap Deflectido 40°

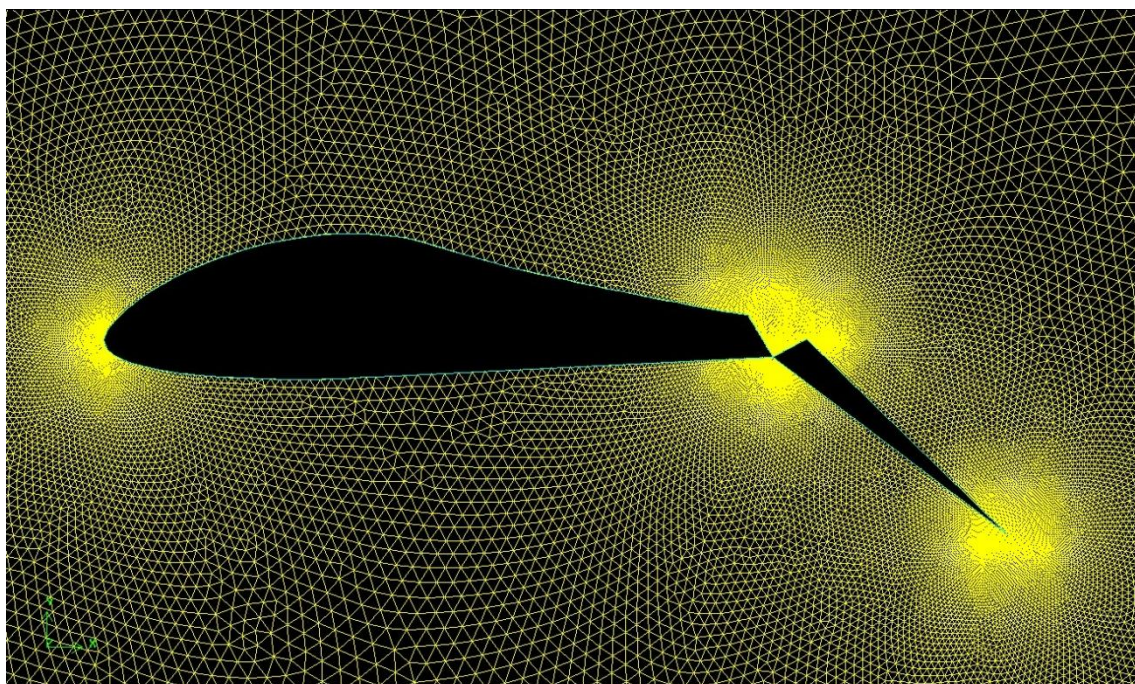


Fig. 58 - Novo Perfil com Flap Deflectido 40°

Para avaliar os efeitos desta mudança, os dois perfis foram comparados em dois cenários diferentes. A primeira situação é para o voo com maior razão de planeio. Neste caso é importante que a razão de planeio seja elevada e portanto o novo perfil não deve possuir um arrasto maior que o original e a razão de planeio também não deve piorar. A deflexão dos

flaps nesta situação é de 0° (Fig. 55 e Fig. 56), e a velocidade do escoamento de cerca de 19,5m/s (ou 70km/h). A segunda situação representa a fase de aterragem, nesta fase o arrasto não é muito importante, mas a sustentação é crucial. Portanto os perfis foram analisados com 40° de flap (máximo, Fig. 57 e Fig. 58) e a uma velocidade de 10,3m/s (cerca de 37km/h).

O volume de controlo usado possui uma forma característica das malhas do tipo C (Fig. 59), as quais são usadas frequentemente em análise bidimensional de perfis.

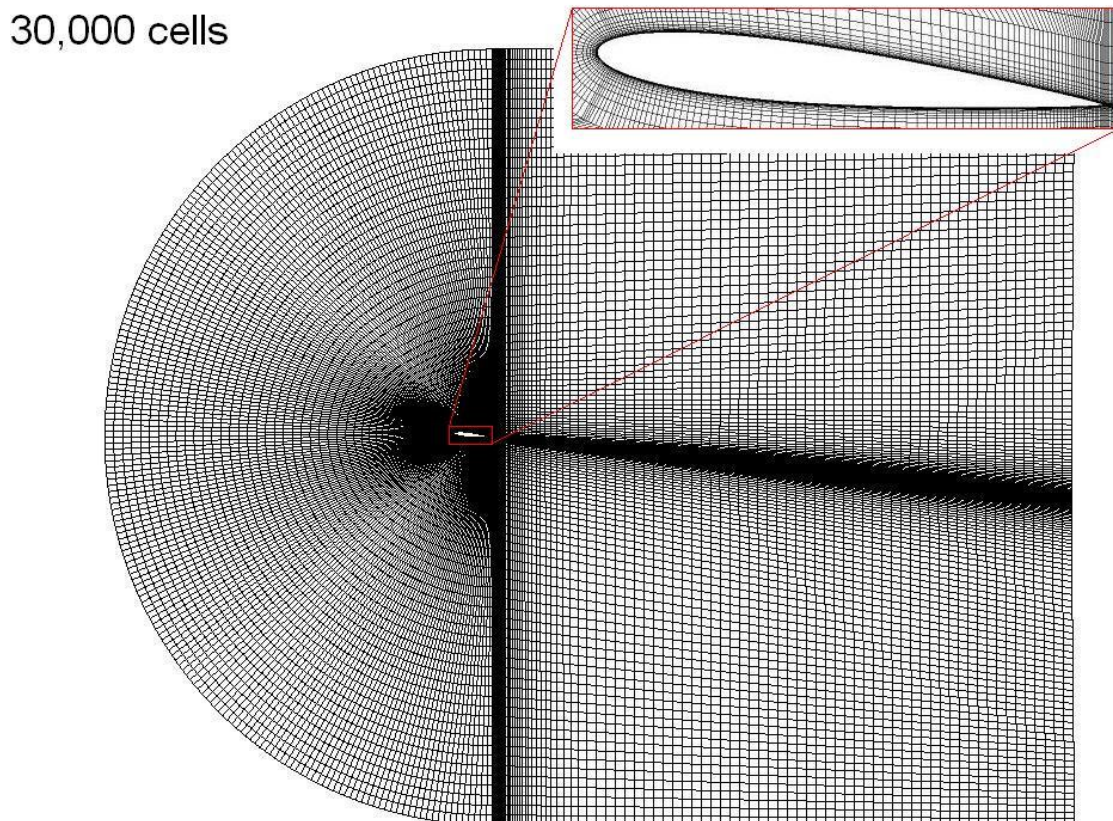


Fig. 59 - Exemplo de Malha Estruturada com Quadriláteros do Tipo C em Volta de um Perfil NACA0012

Contudo seria extremamente difícil criar uma malha estruturada para um perfil com fenda, logo foi usada uma malha não estruturada triangular como representado na Fig. 60. Tanto o facto de não ser estruturada como o de ser triangular permite à malha adaptar-se facilmente a geometrias complexas.

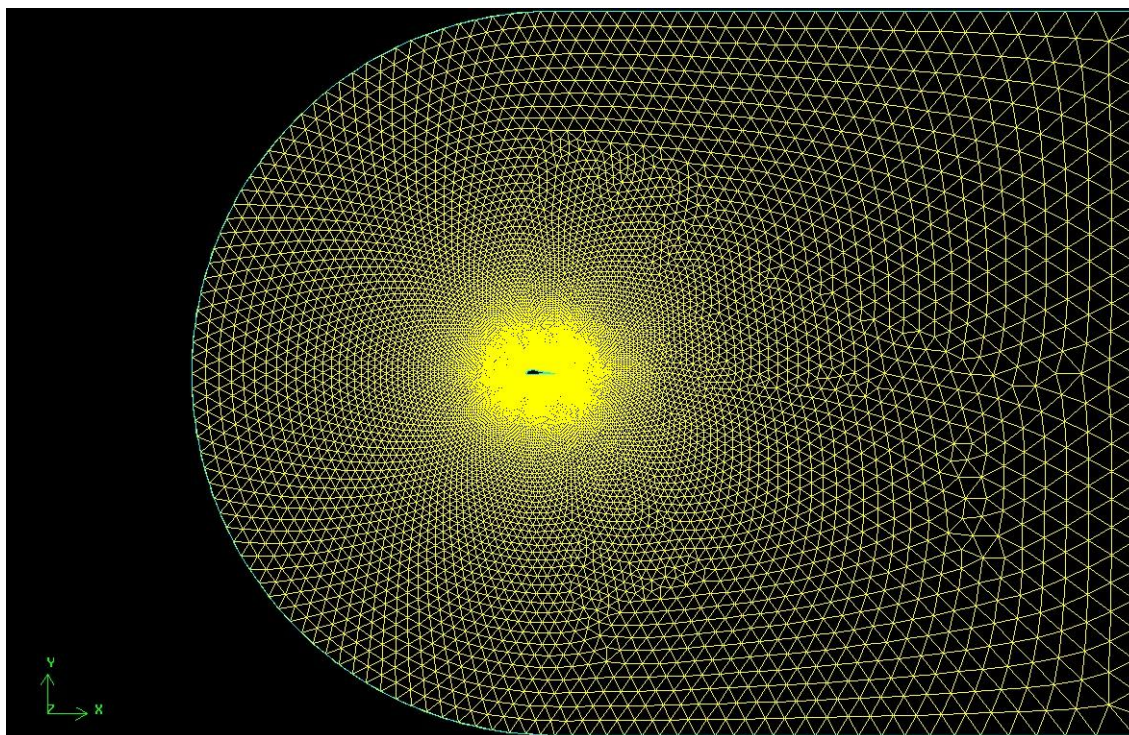


Fig. 60 - "Volume" de controlo com malha triangular não estruturada em volta do perfil do Swift'light. As fronteiras possuem um raio de $10c$ na zona semicircular e um comprimento de $20c$ na zona rectangular.

As dimensões do volume de controlo são $10c$ de raio com o centro no bordo de fuga para a zona semicircular, e $20c$ de comprimento para a zona rectangular, sendo "c" a corda do perfil. Estas dimensões foram tiradas de um tutorial do software usado e estão em linha com o que acontece em muitas análises bidimensionais de perfis com software de CFD.

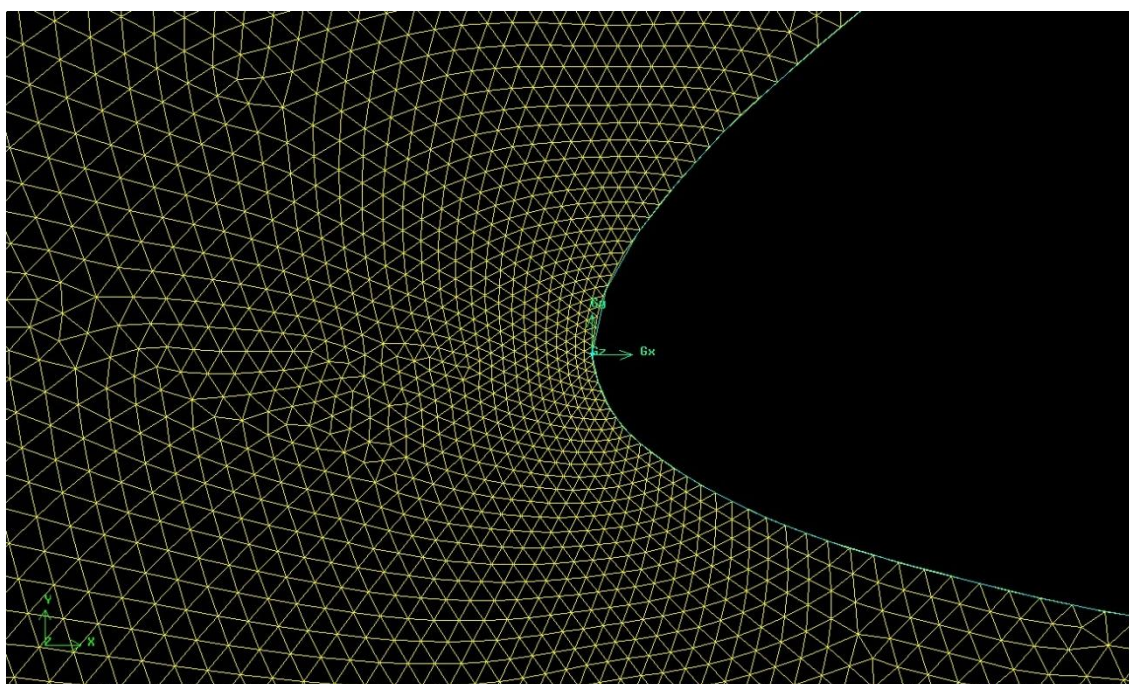


Fig. 61 - Pormenor da Malha no Bordo de Ataque

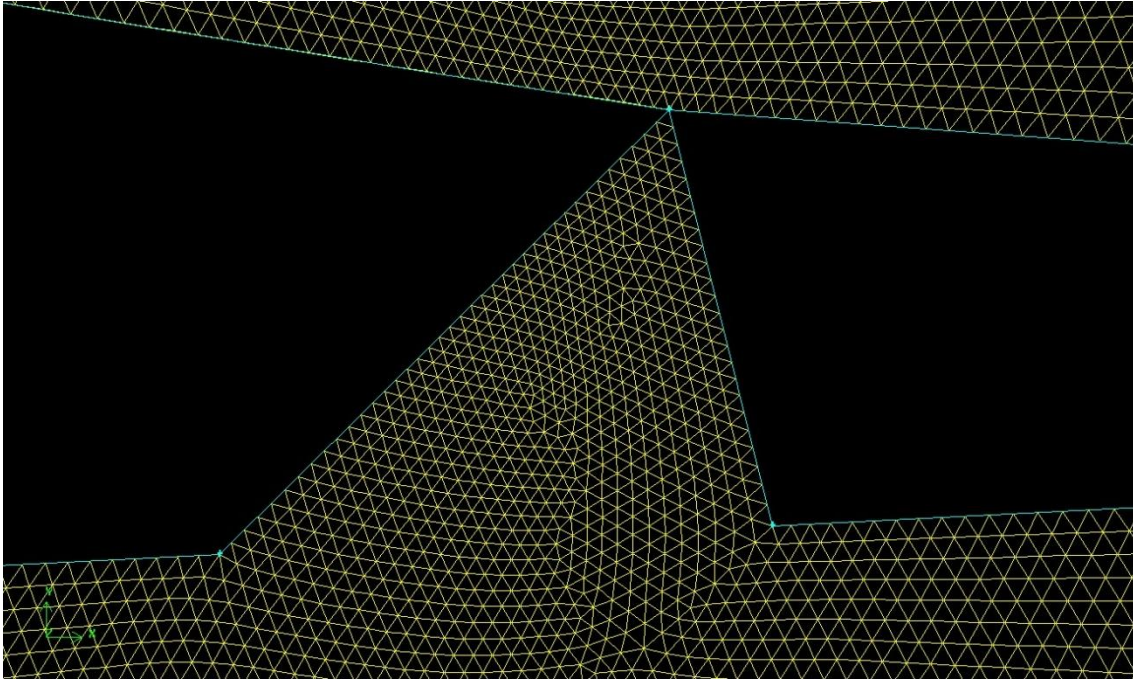


Fig. 62 - Pormenor da Malha na Fenda do Flap

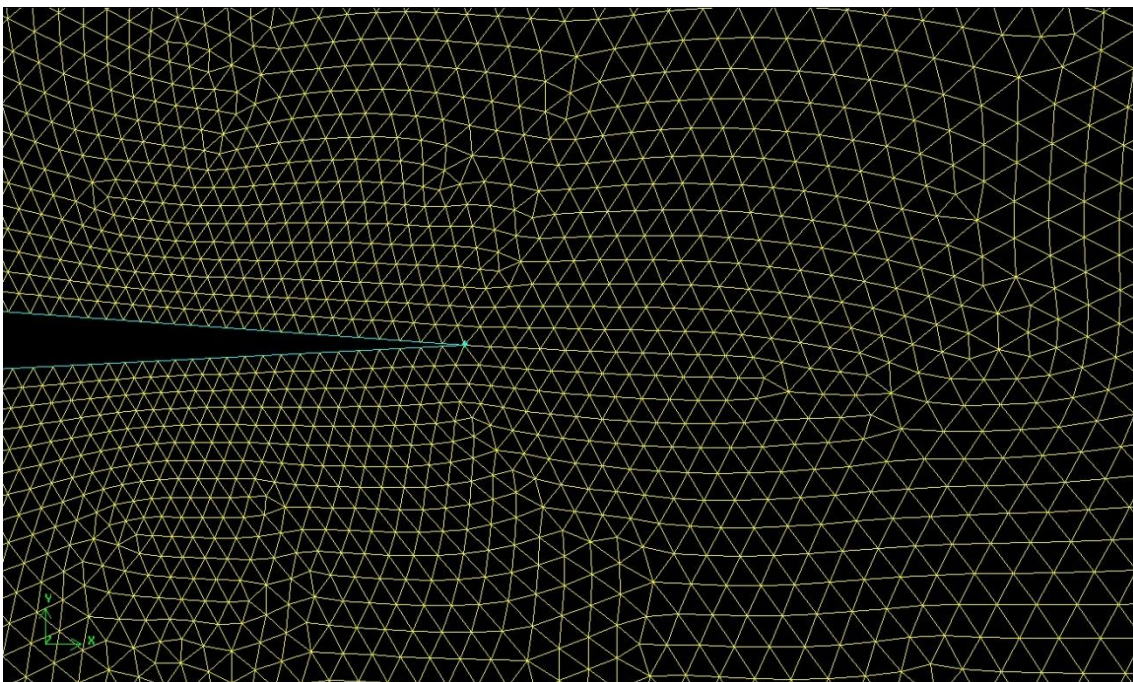


Fig. 63 - Pormenor da Malha no Bordo de Fuga

Foi tomado um especial cuidado na criação da malha para aumentar a resolução em zonas críticas do perfil, sendo a mais óbvia a zona da superfície do próprio perfil. Para além desta, outros pontos críticos incluem arestas vivas, como o bordo de fuga (Fig. 63) e as arestas da fenda (Fig. 62) do flap, e a zona de curvatura acentuada do perfil, no bordo de ataque (Fig. 61). Estas zonas são críticas porque, devido à sua geometria é onde se processam os fenómenos aerodinâmicos mais complexos.

Para aumentar a resolução (malha mais refinada) nestas zonas, e diminuir em zonas afastadas do perfil, foram usadas funções de tamanho (sizing functions), que são uma das ferramentas do software ANSYS Gambit®.

Uma dessas funções é do tipo curvatura, com as linhas do perfil como “source”, e aplicada à face do “volume” de controlo. O ângulo é de 3°, razão de crescimento de 1,125, tamanho máximo de $2.E^4$ e mínimo de $1.E^{-2}$. Esta função vai aumentar a resolução da malha consoante a proximidade ao perfil e a inclinação da sua curvatura.

A outra função é do tipo fixo, com as arestas vivas (bordo de fuga e arestas vivas da fenda do flap) como “source”, e aplicada à face do “volume” de controlo. A razão de crescimento é de 1,125, tamanho máximo de $2.E^4$ e mínimo de $1.E^{-2}$. Esta função vai aumentar a resolução da malha consoante a proximidade a estas arestas.

As fronteiras foram definidas como “pressure outlet” na aresta vertical à retaguarda, e as estantes como “velocity inlet”. As curvas que definem o perfil foram classificadas como parede e o meio como fluido.

O trabalho neste software foi realizado em milímetros para aumentar a precisão (diminuindo o número de casas decimais, este software é de precisão simples).

4.3 Definição do Problema em FLUENT®

O software usado para a simulação dos problemas aerodinâmicos foi o ANSYS FLUENT® 6.3.

Como já foi referido, os dois perfis (Swift’light e o modificado com a fenda do flap no extradorso) irão ser comparados em duas situações. Uma implica uma velocidade de razão de planeio máxima (19,5m/s) e flaps com deflexão nula, enquanto que na outra situação a velocidade é a de perda (10,3m/s) e com os flaps deflectidos ao máximo (40°). Espera-se não prejudicar a razão de planeio no primeiro cenário e aumentar a sustentação no segundo com o novo perfil.

Depois de realizado o trabalho da malha, com todas as fronteiras definidas, importa-se o resultado para o software FLUENT®. A primeira coisa a fazer é em “Grid” alterar as unidades para milímetros e redimensionar a geometria e a malha.

Foi usada dupla precisão em todas as simulações realizadas. Nas opções do “Solver” foi escolhida a opção “Pressure Based; Implicit”, pois encontramos-nos face a um regime subsónico e praticamente incompressível. O escoamento assumiu-se estacionário (Steady), bidimensional e com a opção de gradiente “Green-Gauss Cell Based” que assume os centros de cada célula da malha como os pontos a usar nos cálculos de volumes finitos. O fluido foi definido com as propriedades do ar. O modelo de turbulência usado foi o $k-\varepsilon$ na forma dos seus sub-modelos RNG e “Realizable” dependendo do caso. Foram usadas “Non-Equilibrium Wall Functions” para o tratamento de parede em todas as situações. Este modelo foi escolhido devido à sua robustez e generalidade. O modelo S-A, por exemplo, teria problemas com as arestas vivas e a fenda do flap em si. O $k-\varepsilon$ é um modelo com grande aceitação a nível de aplicações de engenharia e, portanto, já se encontra muito reconhecido para resolução

deste tipo de problemas práticos. Quanto aos seus sub-modelos, foram obtidos melhores resultados a nível de validação com o “*Realizable*” para o perfil sem flap. No entanto, não foi obtida convergência com este sub-modelo para os perfis com o flap totalmente deflectido. Portanto foi usado o sub-modelo “*Re-Normalization Group*” (RNG), que nas simulações de validação obteve resultados próximos do modelo anterior, e que, devido à sua natureza matemática, modela mais coerentemente a vasta gama de escalas de turbilhões, o que o torna mais apropriado para as situações de forte vorticidade que caracterizam o escoamento em volta de um flap totalmente deflectido (inclusive o aparecimento de vórtices assimétricos). Os valores dos coeficientes do modelo usados foram os predefinidos do modelo. As condições de fronteira foram definidas da seguinte forma.

Para a fronteira “*Velocity Inlet*”, que representa a entrada do escoamento no volume de controlo, foram inseridos os valores para uma velocidade constante do escoamento (10,3m/s ou 19,5m/s dependendo do cenário) decompostos nos seus vectores segundo os eixos e o ângulo de ataque desejado (a malha e geometria foram elaboradas para um ângulo de ataque de 0°, a rotação do vector velocidade simboliza a rotação do perfil). Quanto à turbulência foi especificada através da sua intensidade, de 0,01% (correspondente ao “n crítico” de 14 no código XFOIL, que representa um escoamento com muito pequenas perturbações e que pode ser encontrado no voo à vela) e de um comprimento de referência igual ao da corda do perfil (no caso de flap deflectido é igual ao comprimento, segundo as abcissas, do perfil).

Para a fronteira “*Pressure Outlet*”, que representa a saída do escoamento do volume de controlo, foi usada a pressão de 101325Pa, com a direcção do “*Backflow*” dependente das células vizinhas. A turbulência foi definida como na fronteira anterior. A última fronteira do volume de controlo e o meio não necessitaram de especificação (parede e meio fluido com as características do ar).

Foram usadas equações de discretização de segunda ordem para o cálculo da pressão, quantidade de movimento, energia cinética turbulenta (k) e taxa de dissipação turbulenta (ϵ). Foi usado o método “SIMPLE” no acoplamento pressão-velocidade e para os “*Under Relaxation Factors*” usaram-se os valores predefinidos pelo software.

Não foram usadas equações de energia e transmissão de calor, pois o escoamento foi considerado incompressível.

Os valores de referência foram computados a partir da fronteira “*Velocity Inlet*”, com o comprimento igual à corda do perfil, a pressão de 101325Pa, profundidade e área unitários (são definidos para problemas tridimensionais) e o escoamento como zona de referência.

As simulações foram inicializadas com os valores da fronteira “*Velocity Inlet*”

4.4 Independência de Malha e Validação do Modelo

Para verificar qual dos modelos $k-\varepsilon$ daria resultados mais válidos, realizou-se o seguinte estudo com um perfil NACA 0012 (Tabela 6). Como é possível verificar, o modelo $k-\varepsilon$ Realizable com tratamento de parede “*Non-Equilibrium Wall Functions*” é o que apresenta melhores resultados. As diferenças em percentagem são calculadas subtraindo os dois valores e multiplicando o resultado por cem a dividir pelo valor do maior. Estas diferenças são portanto relativas a cada caso.

Tabela 6 - Resultados da comparação de diferentes modelos de turbulência no modelo $k-\varepsilon$, a velocidade do escoamento livre é de 19,5 m/s, e outras condições são as mesmas que têm vindo a ser descritas neste capítulo. RNG - Renormalized Group; EWT- Enhanced Wall Treatment; NEWF - Non-Equilibrium Wall Function;

NACA0012-2									
k-e									
	Fluent			XFLR5			dif(%)		
alfa (°)	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
0	0,00129	0,03420	0,03772	0,00000	0,00500	0,00000	100,00000	85,38012	-
4	0,37454	0,04902	7,64096	0,44800	0,00700	64,00000	16,39830	85,71919	88,06100
6	0,54101	0,06632	8,15710	0,74400	0,01000	74,40000	27,28391	84,92240	89,03616
8	0,68594	0,08933	7,67839	0,91400	0,01200	76,16667	24,95157	86,56729	89,91896
12	0,90631	0,15049	6,02258	1,20100	0,02400	50,04167	24,53684	84,05165	87,96487
k-e RNG EWT									
	Fluent			XFLR5			dif(%)		
alfa (°)	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
6	0,61123	0,03588	17,03344	0,74400	0,01000	74,40000	17,84575	72,13241	77,10559
k-e Realizable EWT									
	Fluent			XFLR5			dif(%)		
alfa (°)	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
6	0,67242	0,01460	46,06601	0,74400	0,01000	74,40000	9,62130	31,49195	38,08332
k-e Realizable NEWF									
	Fluent			XFLR5			dif(%)		
alfa (°)	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
0	0,00217	0,01041	0,20816	0,00000	0,00500	0,00000	100,00000	51,98522	-
4	0,45593	0,01191	38,29344	0,44800	0,00700	64,00000	-1,77116	41,20781	40,16651
6	0,67930	0,01386	49,00628	0,74400	0,01000	74,40000	8,69675	27,85726	34,13134
8	0,89825	0,01672	53,73228	0,91400	0,01200	76,16667	1,72319	28,21738	29,45433
12	1,31425	0,02523	52,08098	1,20100	0,02400	50,04167	-9,43003	4,89335	-4,07523

A Tabela 7 e a Tabela 8 mostram a influência da densidade da malha nas mesmas condições. A grande disparidade entre o número de elementos é devida ao método de funcionamento do software usado para realizar a malha, no entanto a estrutura da malha é igual. É possível ver que uma malha com densidade superior possui pouca influência nos resultados, realizando assim a independência da malha neste estudo. O número de elementos usado para as malhas dos casos a analisar (aprox. 20000), está em linha com o que é normalmente realizado neste campo [15].

Tabela 7 - Comparação entre duas densidades de malha. NACA0012 possui uma malha, com o esquema discutido neste capítulo, de 120000 elementos, enquanto que NACA0012-2 possui uma malha do mesmo género, mas apenas com 20000 elementos. A velocidade do escoamento livre é de 19,5m/s e o modelo de turbulência $k-\epsilon$ simples.

NACA0012									
	Fluent			XFLR5			dif(%)		
alfa (°)	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
0	-5,4E-05	0,0348	-0,00155	0	0,005	0	100,0	85,6	-
4	0,376862	0,049837	7,561825	0,448	0,007	64	15,9	86,0	88,2
8	0,69106	0,091007	7,593513	0,914	0,012	76,16667	24,4	86,8	90,0
NACA0012-02									
	Fluent			XFLR5			dif(%)		
alfa (°)	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
0	0,00129	0,0342	0,037719	0	0,005	0	100,0	85,4	-
4	0,374536	0,049017	7,640957	0,448	0,007	64	16,4	85,7	88,1
6	0,541008	0,066324	8,157096	0,744	0,01	74,4	27,3	84,9	89,0
8	0,685943	0,089334	7,678391	0,914	0,012	76,16667	25,0	86,6	89,9
12	0,906313	0,150486	6,022581	1,201	0,024	50,04167	24,5	84,1	88,0

Tabela 8 - Comparação entre diferentes densidades de malha, para o mesmo perfil do Swift'light, sem fendas, nas mesmas condições. Velocidade de 19,5m/s. NEWF - NEWF - Non-Equilibrium Wall Function.

Perfil Swift sem Fenda 20000 elementos k-e Realizable NEWF									
	Fluent			XFLR5			dif(%)		
alfa (°)	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
6	1,08069	0,01914	56,45140	0,86100	0,01300	66,23077	25,51568	47,25942	-14,76560
Perfil Swift sem Fenda 120000 elementos k-e Realizable NEWF									
	Fluent			XFLR5			dif(%)		
alfa (°)	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
6	1,07788	0,01995	54,02481	0,86100	0,01300	66,23077	25,18925	53,47356	-18,42943

A Tabela 9 mostra-nos os resultados do perfil sem superfícies de controlo com os softwares XFLR5 e ANSYS FLUENT®. Uma visualização mais gráfica desta comparação é possível através do Gráfico 2. Com estes dados em conta, é fácil assumir que o modelo é válido de 0 a 2 graus de ângulo de ataque.

Tabela 9 - Comparação entre os resultados dos softwares Fluent e XFLR5 para a mesma situação. O perfil é o da aeronave Swift'light sem a fenda do flap. O modelo de turbulência usado foi o $k-\epsilon$ Realizable NEWF

alfa (°)	Fluent			XFLR5			dif(%)		
	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd
0	0,2108	0,0142	14,8617	0,1630	0,0100	16,3000	29,3320	41,8485	-8,8238
0,5	0,2839	0,0143	19,8526	0,2200	0,0110	20,0000	29,0538	30,0121	-0,7371
1,25	0,3935	0,0146	26,9927	0,3060	0,0110	27,8182	28,6027	32,5356	-2,9674
2	0,5028	0,0150	33,5707	0,3910	0,0110	35,5455	28,6012	36,1658	-5,5554
3	0,6481	0,0157	41,3755	0,5110	0,0090	56,7778	26,8303	74,0436	-27,1273
4	0,7929	0,0166	47,8185	0,6220	0,0090	69,1111	27,4769	84,2399	-30,8093
5	0,9370	0,0177	52,8632	0,7520	0,0090	83,5556	24,5997	96,9422	-36,7329
6	1,0807	0,0191	56,4514	0,8610	0,0130	66,2308	25,5157	47,2594	-14,7656
7	1,2223	0,0209	58,5220	0,9600	0,0140	68,5714	27,3258	49,1904	-14,6555
8	1,3614	0,0230	59,1002	1,0550	0,0170	62,0588	29,0472	35,5073	-4,7674
9	1,4969	0,0258	58,1082	1,0830	0,0330	32,8182	38,2137	-21,9401	77,0611
10	1,6263	0,0298	54,5716	1,0020	0,0490	20,4490	62,3076	-39,1804	166,8672

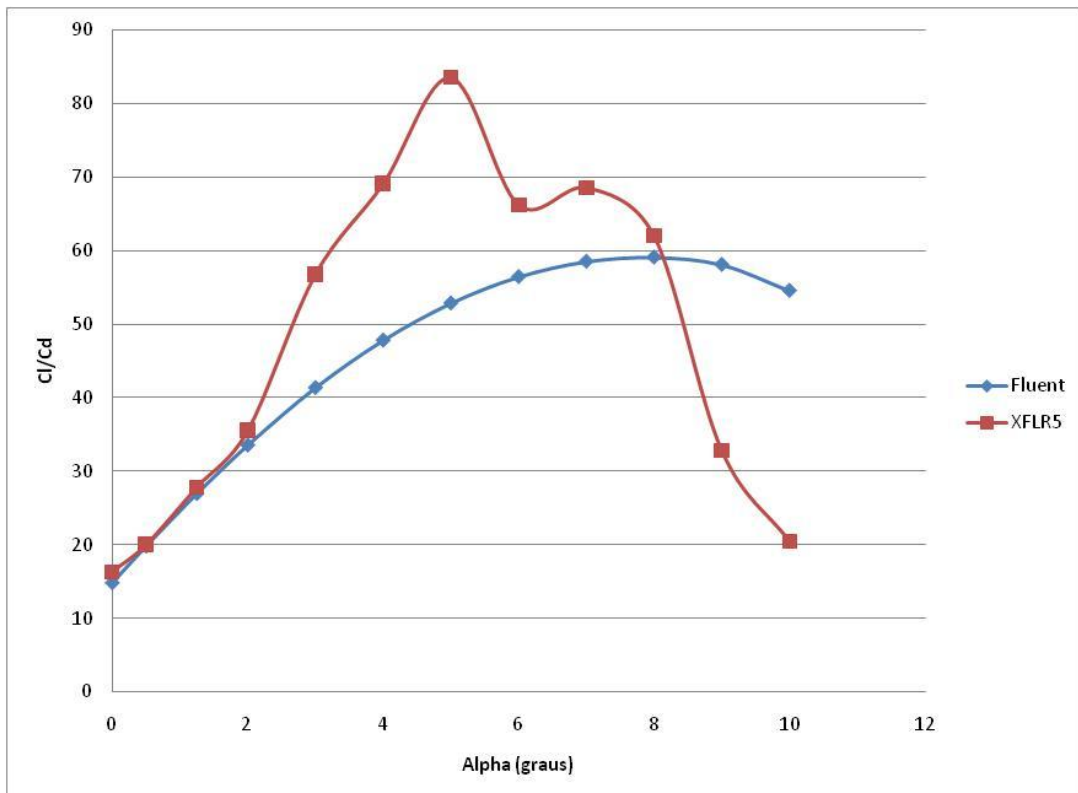


Gráfico 2 - Comparação de Cl/Cd entre os Resultados dos Softwares XFLR5 e FLUENT®

4.5 Resultados

A Tabela 10 resume os resultados obtidos para o primeiro cenário que se propôs estudar. Nesta tabela são comparados o perfil do Swift'light e o perfil modificado com a fenda do flap no extradorso para a situação de voo de razão de planeio máxima, com o modelo de turbulência que deu melhores resultados. É visível uma ligeira melhoria da razão de planeio para ângulos de ataque superiores a zero, diminuição do arrasto e infelizmente da sustentação também. As percentagens da diferença são em relação aos perfis do Swift'light.

Tabela 10 - Comparação entre os resultados do perfil do Swift'light e do perfil modificado para ter a fenda do flap no extradorso. A deflexão do flap é nula nos dois casos. A velocidade do escoamento livre é de 19,5m/s. O modelo de turbulência é o $k-\epsilon$ Realizable NEWF.

alfa (°)	Perfil Fenda Extradorso Flap 0°			Perfil Swift Flap 0°			dif(%)		
	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
0	0,2090	0,0143	14,5683	0,2205	0,0151	14,6335	-5,22	-4,79	-0,45
2	0,4996	0,0149	33,6341	0,5106	0,0156	32,7469	-2,15	-4,74	2,71
4	0,7890	0,0160	49,2043	0,7997	0,0168	47,6880	-1,33	-4,37	3,18
6	1,0755	0,0179	60,1010	1,0856	0,0188	57,8530	-0,93	-4,64	3,89

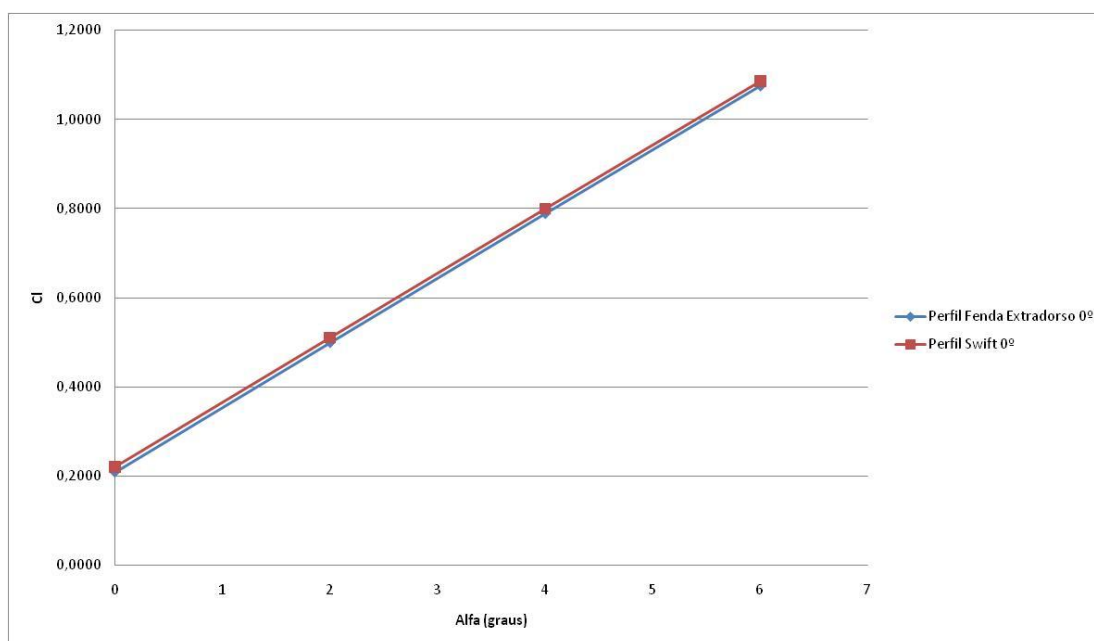


Gráfico 3 - Cl vs alfa para a situação de voo de razão de planeio máxima (Tabela 10)

Nova Configuração do Flap

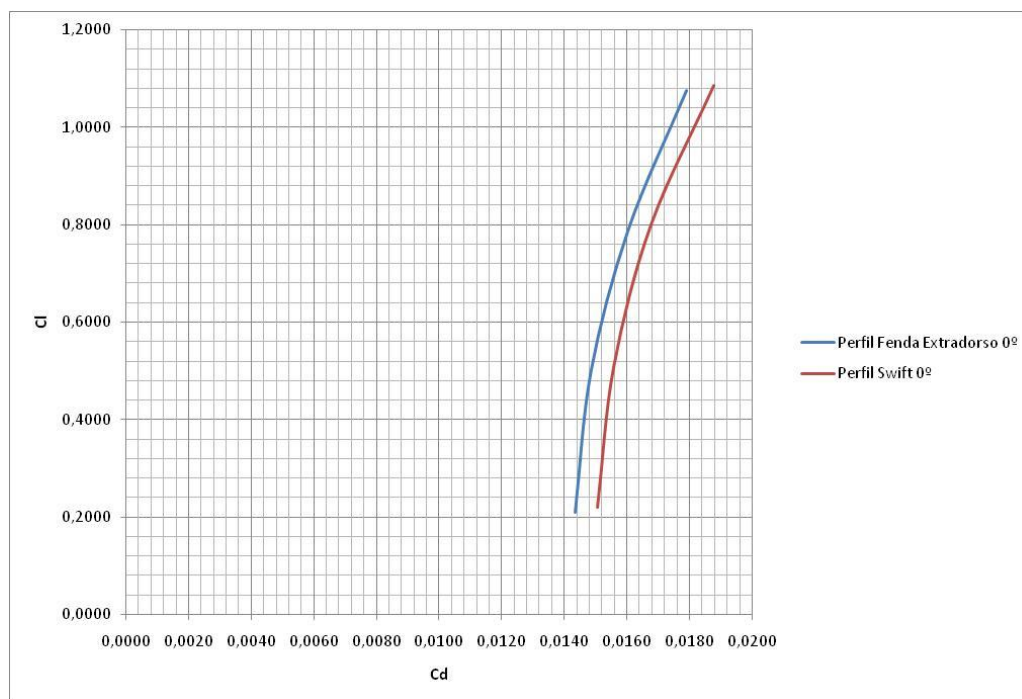


Gráfico 4 - Cl vs Cd para a situação de voo de razão de planeio máxima (Tabela 10)

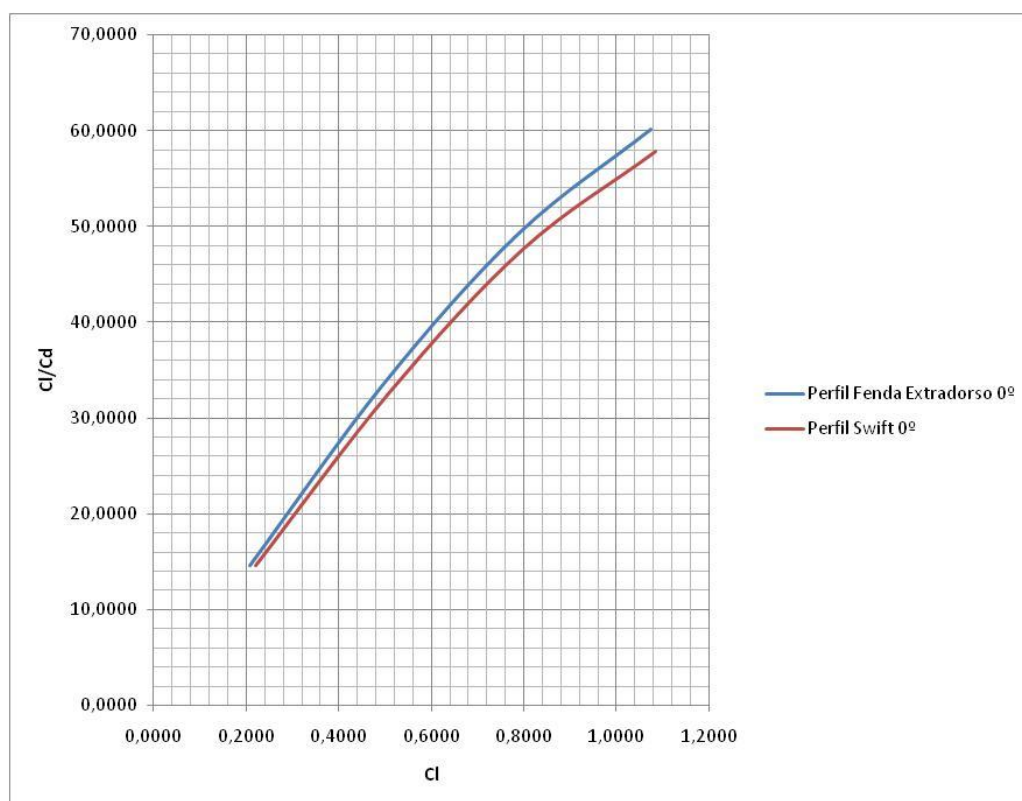


Gráfico 5 - Cl/Cd vs Cl para a situação de voo de razão de planeio máxima (Tabela 10)

A Tabela 11 compara o perfil do Swift'light nas posições de flap nulo e máximo. Como o sub-modelo de turbulência "Realizable" não convergiu para os casos do flap deflectido, foi usado outro sub-modelo de turbulência (RNG) para as simulações com flaps deflectidos.

Tabela 11 - Resultados do Perfil do Swift'light com o flap deflectido a 40° comparado com o mesmo perfil com o flap com deflexão nula. A velocidade o escoamento livre é de 10,3m/s. O modelo de turbulência é o $k-\varepsilon$ RNG NEWF.

alfa (°)	Perfil Swift Flap 40°			Perfil Swift Flap 0°			dif(%)		
	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
0	1,9824	0,1611	12,3046	0,2131	0,0340	6,2735	830,10	374,21	96,14
2	2,1673	0,1789	12,1175	0,4909	0,0368	13,3536	341,51	386,55	-9,26
4	2,3336	0,1992	11,7164	0,7645	0,0435	17,5652	205,26	357,64	-33,30
6	2,4830	0,2226	11,1537	1,0296	0,0539	19,0901	141,16	312,75	-41,57

A Tabela 12 mostra a comparação entre o perfil do Swift'light e o novo perfil, ambos com os flaps deflectidos a 40°. A velocidade é de perda (10,3m/s) para aproximar à situação da fase de aterragem. O novo perfil possui uma melhor sustentação, mas arrasto mais elevado, em comparação com o perfil actual.

Nova Configuração do Flap

Tabela 12 - Resultados do perfil modificado para ter a fenda no extradorso, com o flap defleto a 40° comparado com o Perfil do Swift'light na mesma situação. A velocidade o escoamento livre é de 10,3m/s. . O modelo de turbulência é o $k-\varepsilon$ RNG NEWF.

alfa (°)	Perfil Fenda Extradorso Flap 40°			Perfil Swift Flap 40°			dif(%)		
	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/cd
0	2,1474	0,1751	12,2615	1,9824	0,1611	12,3046	8,32	8,70	-0,35
2	2,3051	0,1951	11,8120	2,1673	0,1789	12,1175	6,36	9,11	-2,52
4	2,4488	0,2176	11,2549	2,3336	0,1992	11,7164	4,94	9,24	-3,94
6	2,5815	0,2429	10,6298	2,4830	0,2226	11,1537	3,97	9,09	-4,70

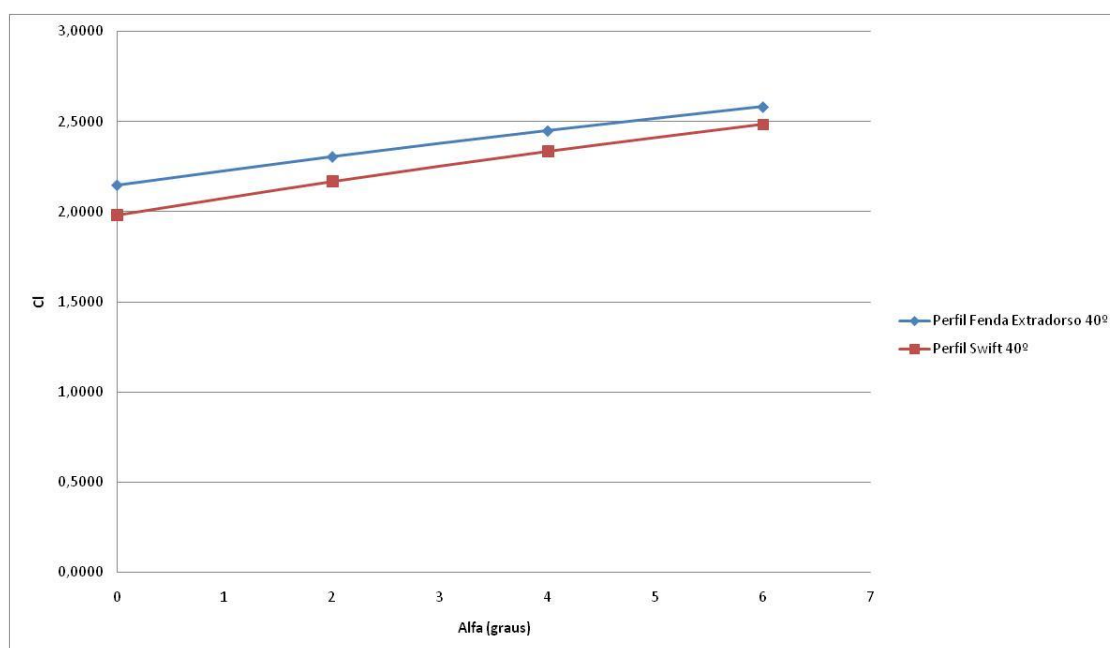


Gráfico 6 - Cl vs alfa para a situação de voo de baixa velocidade (Tabela 12)

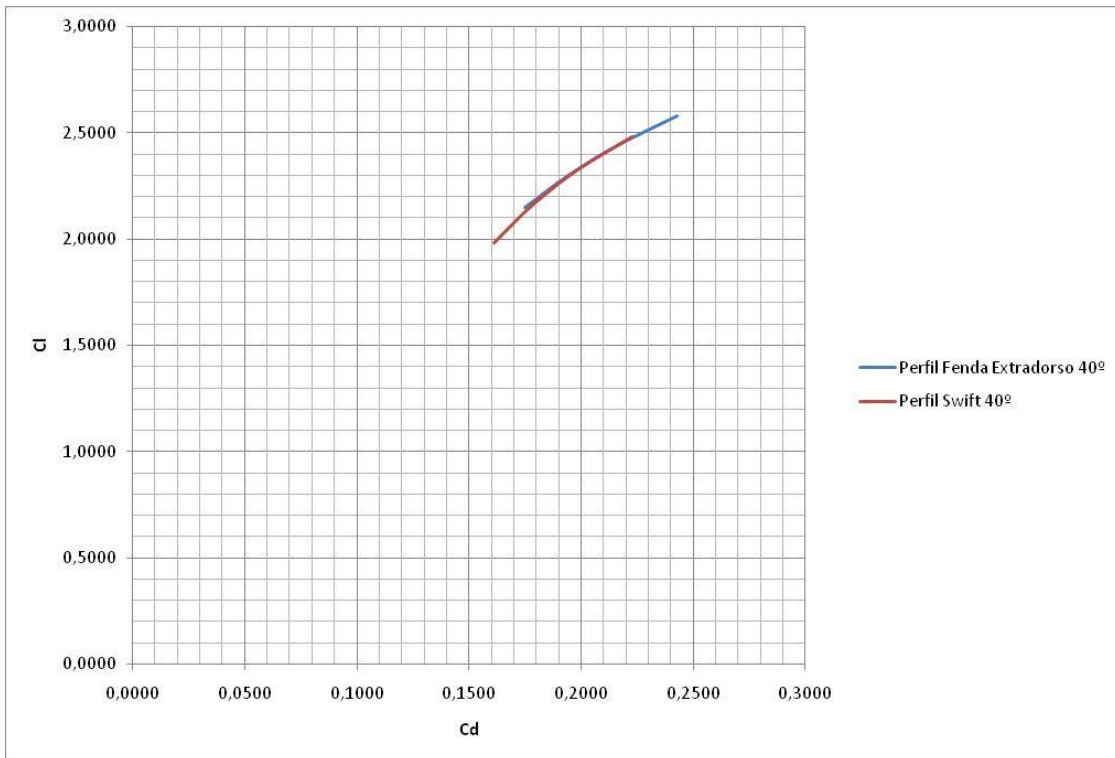


Gráfico 7 - Cl vs Cd para a situação de voo de baixa velocidade (Tabela 12)

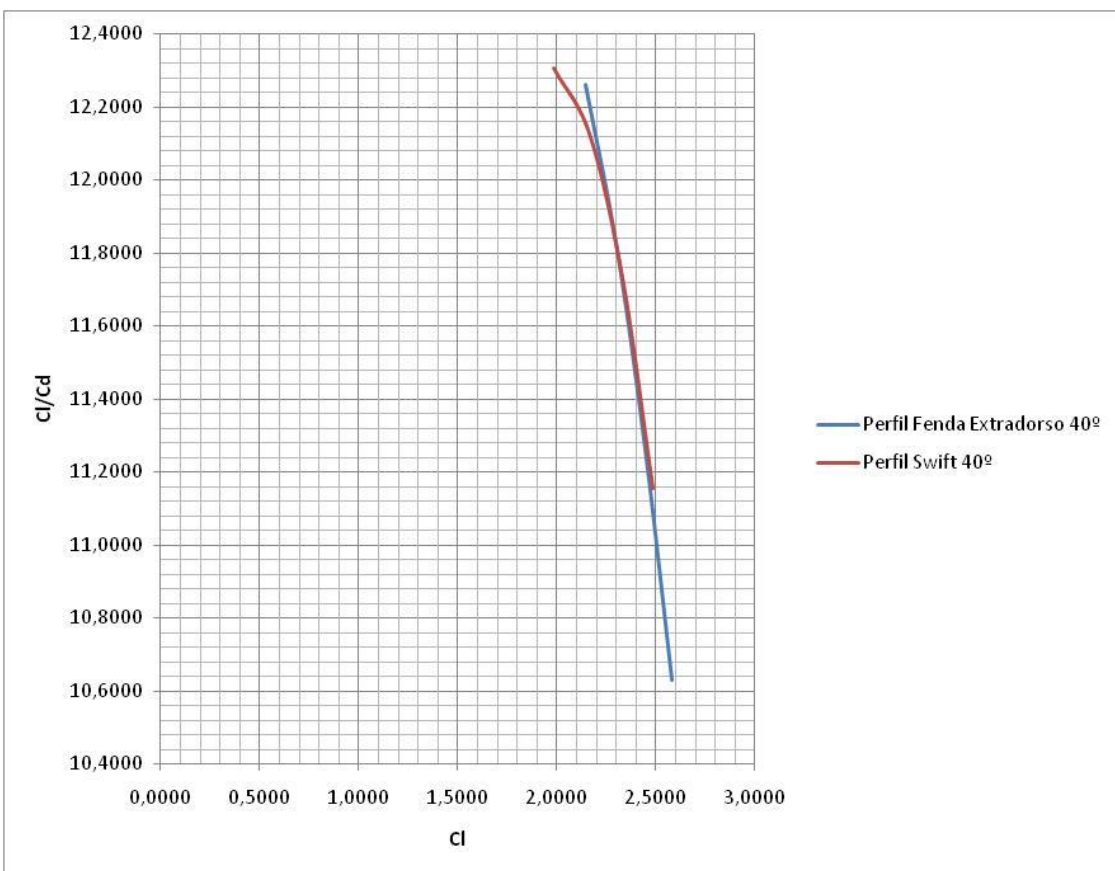


Gráfico 8 - Cl/Cd vs Cl para a situação de voo de baixa velocidade (Tabela 12)

Nova Configuração do Flap

Infelizmente não é possível obter resultados aplicáveis à aeronave com este estudo, pois, devido à geometria complexa da asa, é impossível obter alguma estimativa concreta com base nos estudos bidimensionais. Para obter tais resultados seria necessário realizar a simulação da asa tridimensionalmente com os respectivos perfis, sendo possível deste modo saber o quão benéfico seria o perfil modificado na performance da aeronave. Uma alternativa seria a criação de modelos da asa, e o seu ensaio em túnel de vento, ou o mapeamento geométrico da asa, e a integração dos resultados bidimensionais ao longo da corda.

As figuras seguintes apresentam a distribuição de algumas propriedades relevantes no escoamento para as situações que se acabaram de apresentar.

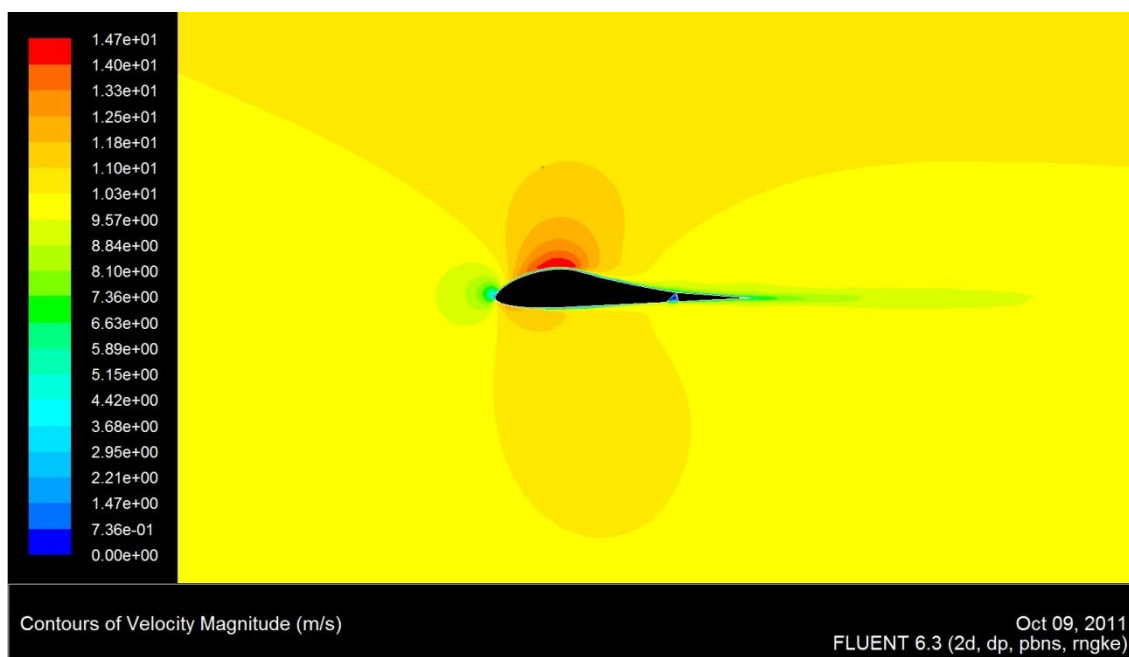


Fig. 64 - Perfil do Swift light, distribuição da magnitude da velocidade do escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 0° de flap

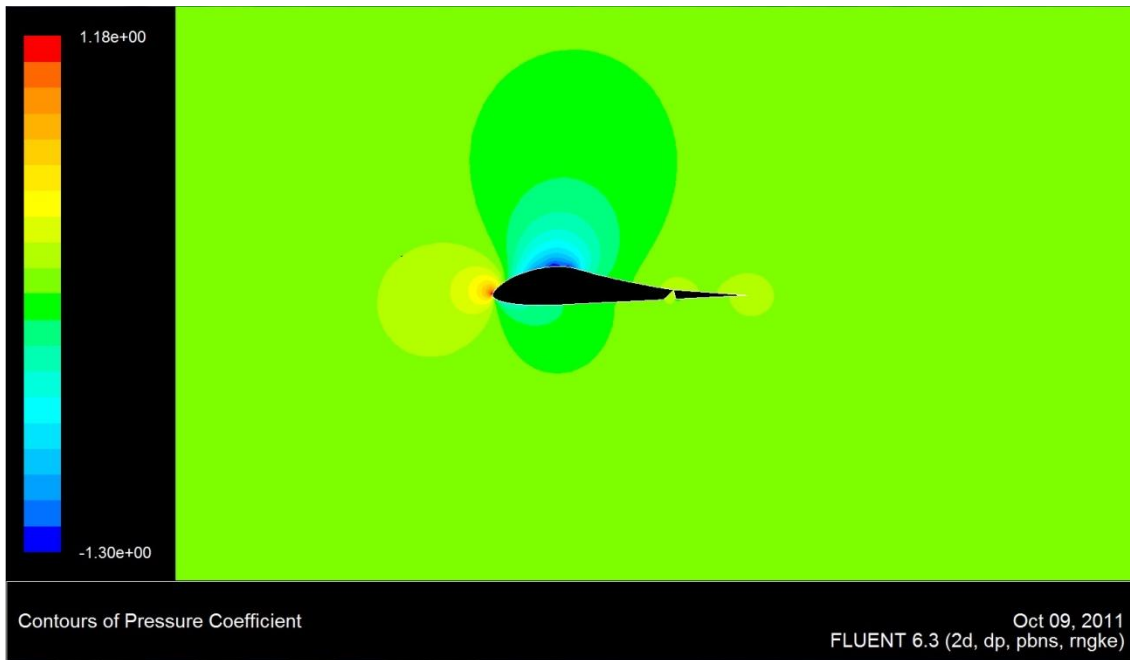


Fig. 65 - Perfil do Swift´ light, distribuição do coeficiente de pressão no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 0° de flap

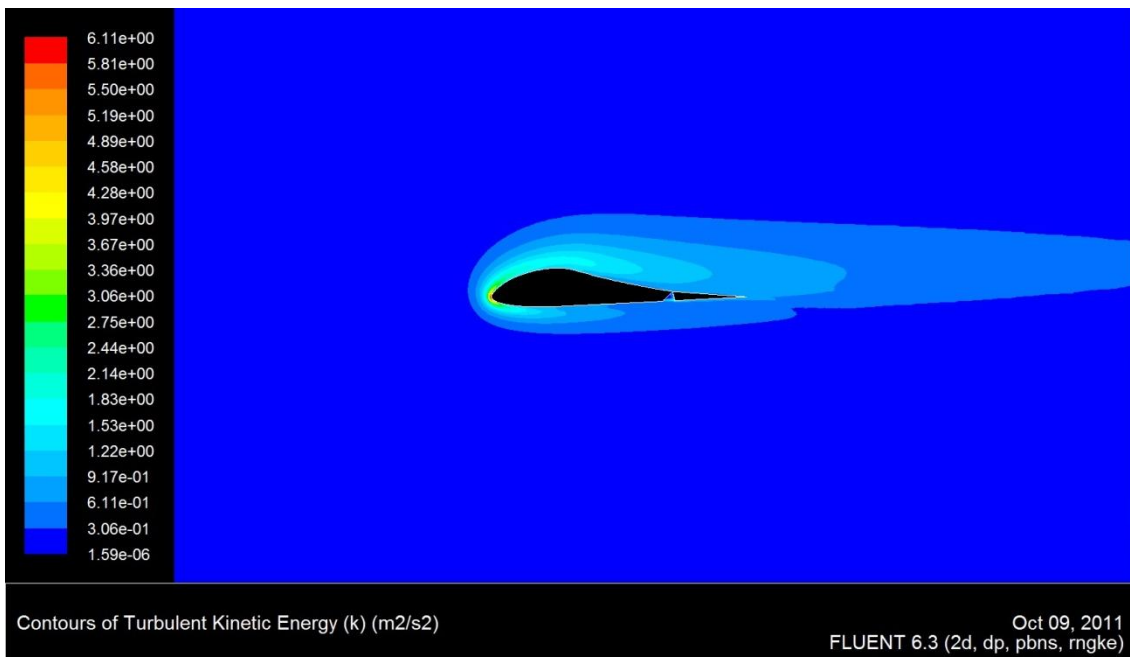


Fig. 66 - Perfil do Swift´ light, distribuição da energia cinética de turbulência (k) no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 0° de flap

Nova Configuração do Flap

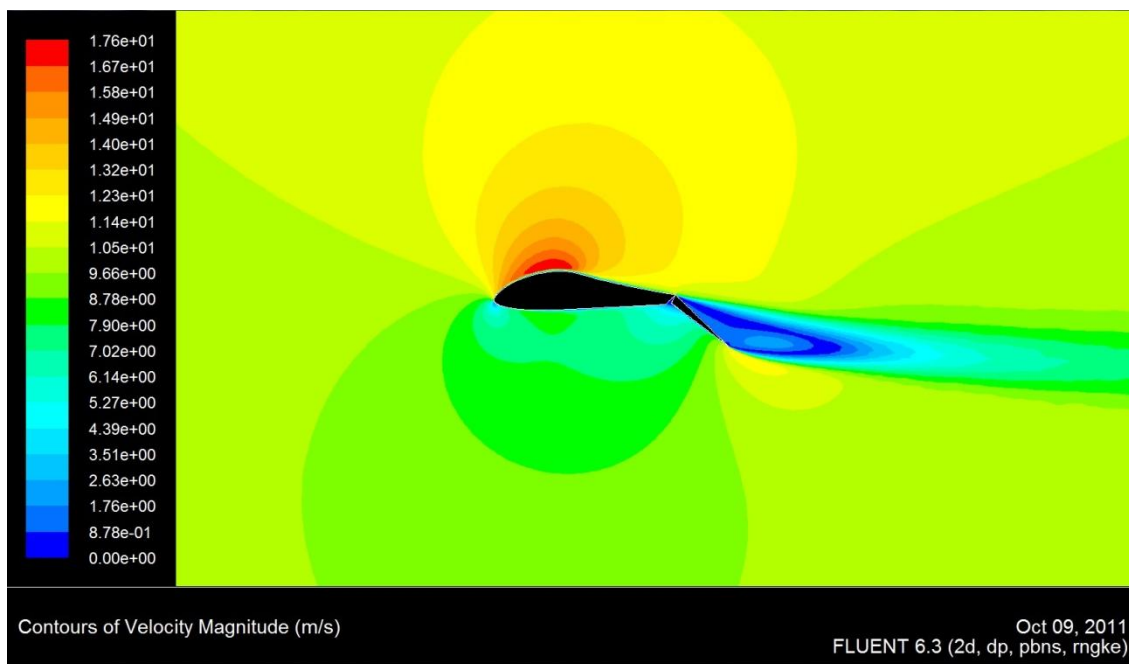


Fig. 67 - Perfil do Swift´ light, distribuição da magnitude da velocidade do escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap

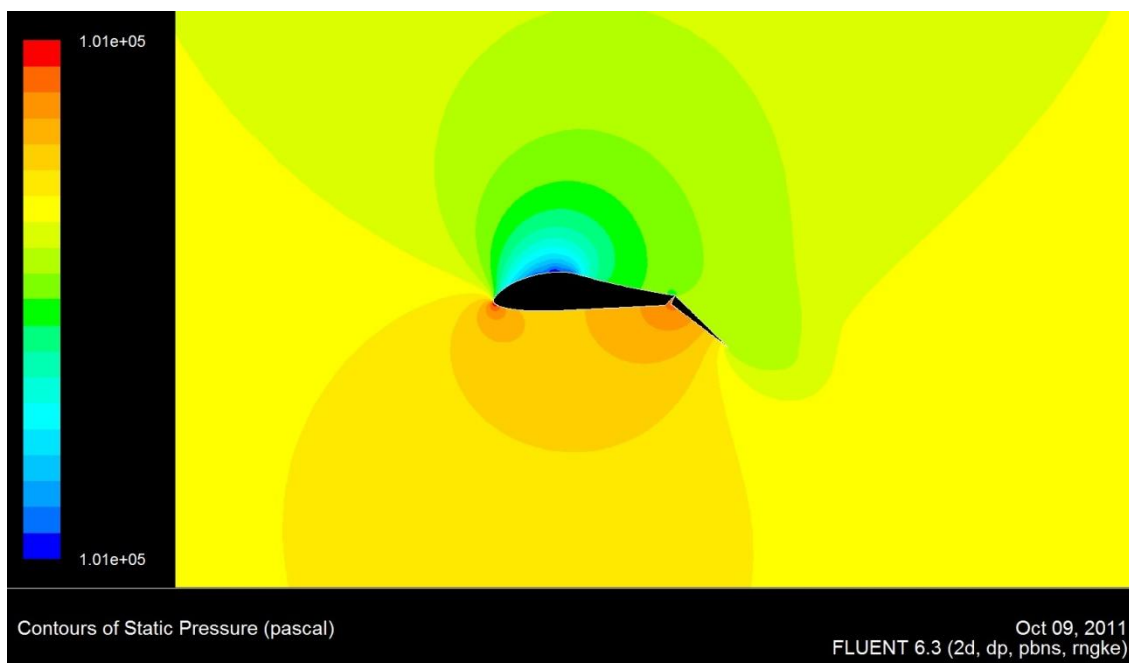


Fig. 68 - Perfil do Swift´ light, distribuição do coeficiente de pressão no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap

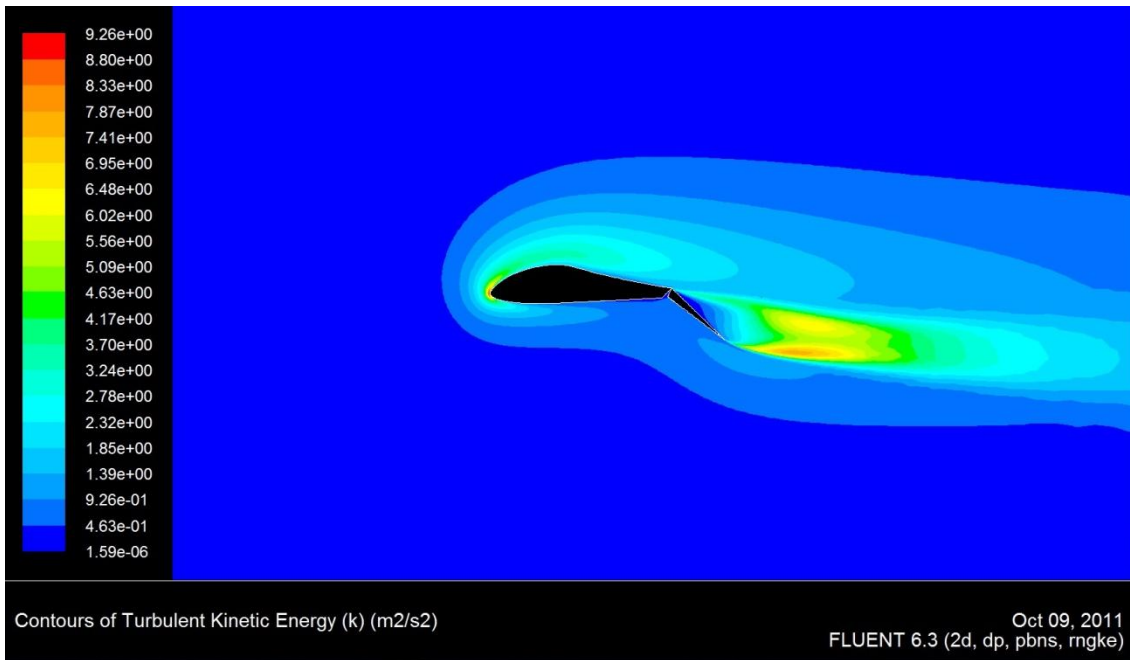


Fig. 69 - Perfil do Swift ´ light, distribuição da energia cinética turbulenta (k) no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap

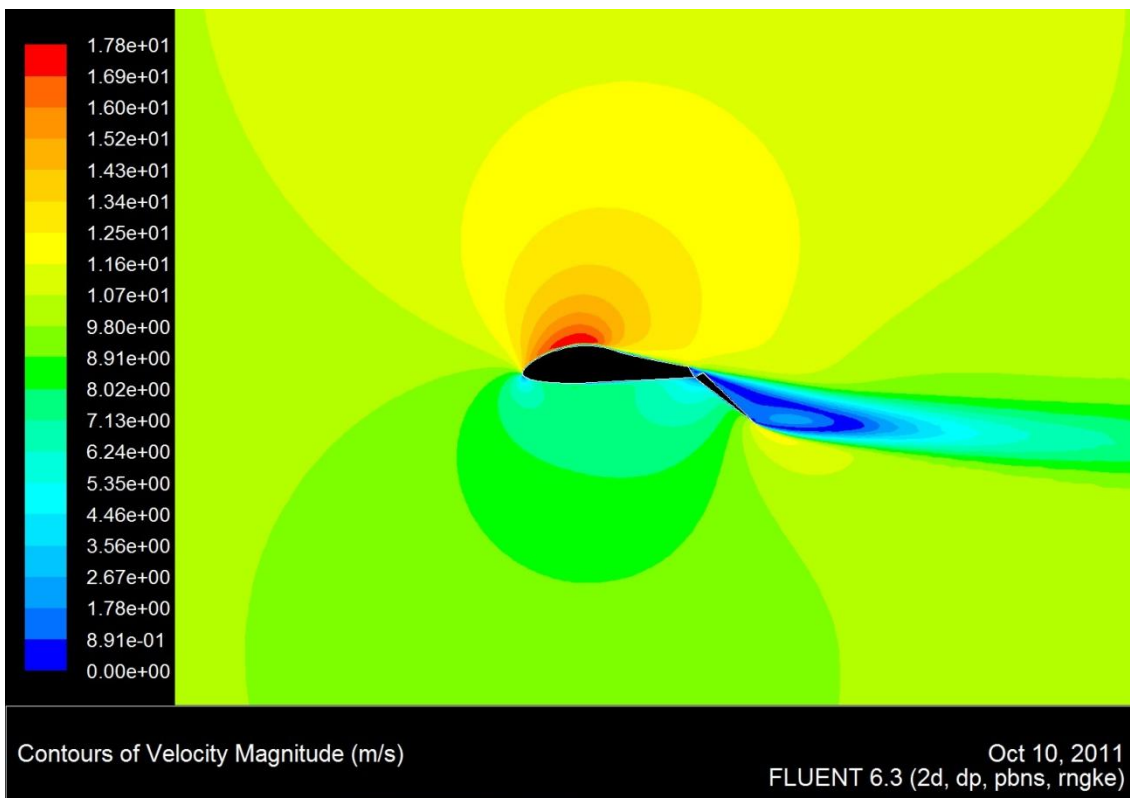


Fig. 70 - Perfil alternativo com a fenda no extradorso, distribuição da magnitude da velocidade do escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap

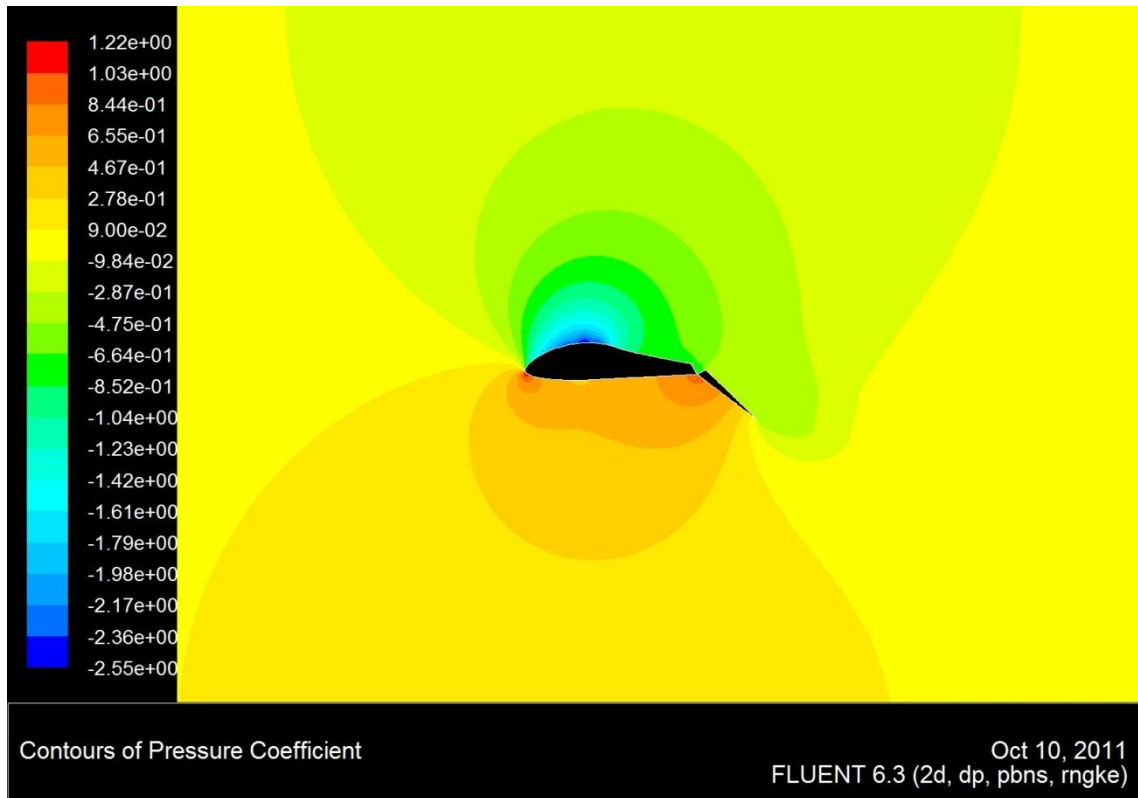


Fig. 71 - Perfil alternativo com a fenda no extradorso, distribuição do coeficiente de pressão no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap

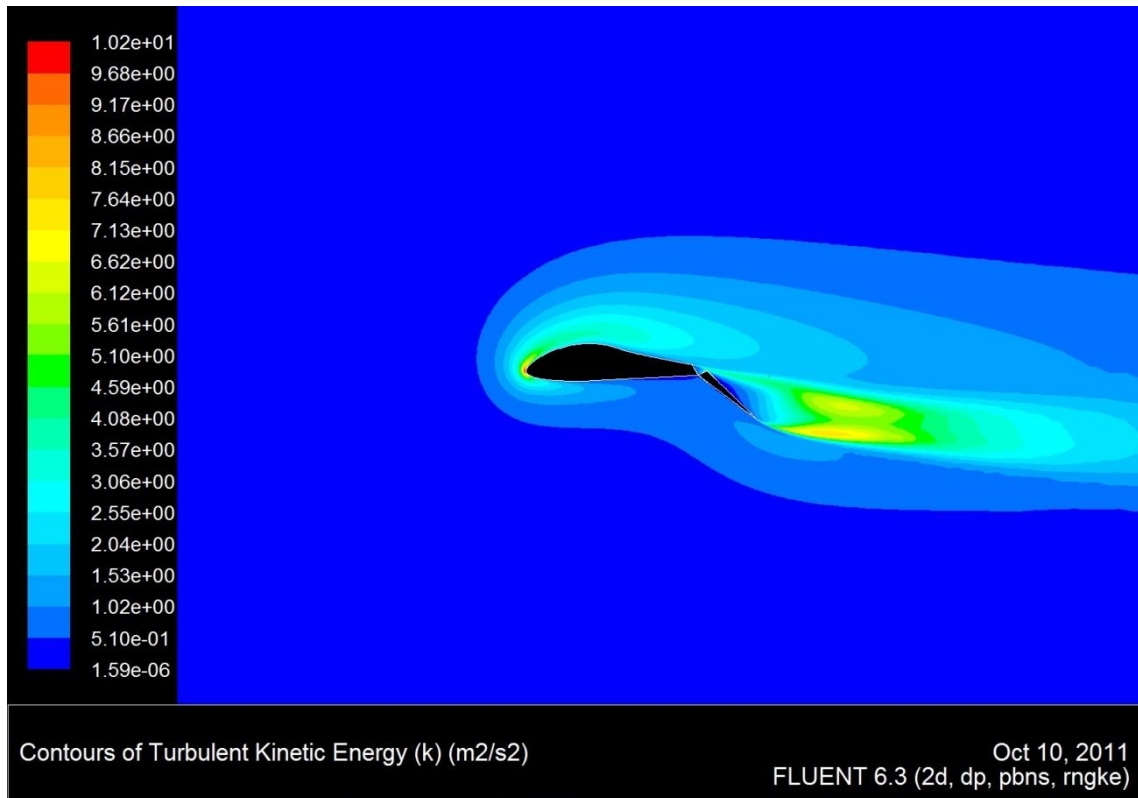


Fig. 72 - Perfil alternativo com a fenda no extradorso, distribuição da energia cinética de turbulência (k) no escoamento em torno do perfil. 10,3m/s de velocidade do escoamento livre. 0° de ângulo de ataque. 40° de flap

Folha em branco

5 Conclusões

5.1 Motorização

Como foi referido no capítulo da introdução, um dos objectivos deste trabalho foi fazer o projecto, dimensionamento e implementação de uma estrutura que permita transformar o peculiar planador sem cauda Swift'light, num motoplanador eléctrico de descolagem independente.

Relativamente aos resultados dos ensaios dos componentes individuais, estes corroboraram ou ultrapassaram as expectativas iniciais. O veio provou ser mais resistente, sob as cargas de compressão e torção combinadas, do que o previsto. A escora e o veio resistiram ambos a cargas compressivas consideravelmente mais elevadas que as dimensionadas. Esta situação deve-se ao facto de que os cálculos de dimensionamento assumiram que as propriedades do material seriam semelhantes às dos tecidos de fibra de carbono, já que não existiam outros dados disponíveis no momento. Contudo o processo de pultrusão, que é usado na fabricação de tubos em compósitos, confere uma melhor resistência aos esforços (especialmente compressão). Em parte esta particularidade advém do processo de pultrusão, que devido à sua natureza, implica que a percentagem, em área de secção, de fibras é maior. Também interessante é o comportamento deste material quando entra em falha. Apesar de a falha catastrófica ser repentina, não existe a produção de estilhaços. Este comportamento é devido ao método de fabricação (pultrusão) e à orientação das fibras nos tubos (10° ao invés de 0°). Esta característica é muito relevante no projecto, pois muitos dos componentes deste material estão na proximidade do piloto.

Apesar de se terem alcançado bons resultados, ainda existe bastante espaço para desenvolver melhorias. Por exemplo, como o veio se encontra consideravelmente sobredimensionado, a versão de menor diâmetro deveria ser testada e avaliada para o substituir. A orientação da camada exterior do veio parece não ser a ideal segundo algumas fontes (por exemplo [23]), mas parece variar consoante as fontes e a aplicação. Este tópico merece, portanto, estudos futuros com foco na aplicação descrita neste documento.

As modificações projectadas para transformar o Swift'light num moto-planador culminaram numa melhor solução do que as que se encontram a ser actualmente comercializadas, faltando apenas os voos de teste e o teste do tempo para o comprovar.

5.2 Fenda do Flap

Através da análise dos resultados na validação do modelo, é possível ver que os resultados da validação não são óptimos, contudo são bons para ângulos de ataque entre 0° e 2° . Infelizmente não existem dados experimentais do desempenho deste perfil que poderiam ser usados para afinar as constantes do modelo de turbulência, visto que o modelo usado tem constantes empíricas. Os valores usados nestas constantes foram os predefinidos do modelo de turbulência. Contudo, o código XFOIL é uma boa ferramenta neste género de problemas e encontra-se extensivamente validado dentro dos seus limites de operação. Como não existia qualquer experiência prévia, por parte do autor deste trabalho, nesta área, demorou consideravelmente para que o modelo das simulações estivesse funcional. No entanto é possível que ainda existam erros subtis no modelo, que possam interferir a nível de precisão numérica. Alguns tutoriais e artigos trabalham comumente com pressões relativas (todas as pressões indicadas nas condições de fronteira e valores de referencia são nulas), para diminuir erros numéricos. Usar um perfil com comprimento unitário também diminuiria este tipo de erros. Em relação ao modelo de turbulência, outros trabalhos do género [16] obtiveram bons resultados com o modelo $k-\omega$. Seria interessante realizar um estudo comparativo entre estes dois modelos de turbulência para casos semelhantes ao estudado.

Em relação aos objectivos deste trabalho, é possível tirar algumas conclusões dos resultados que foram obtidos. Era esperado que o perfil com a fenda do flap no extradorso e articulação no intradorso proporcionasse maior sustentação na fase de aterragem (baixando a velocidade de perda) por não diminuir a área da asa como no caso do perfil original, ao mesmo tempo que não prejudicasse a fase de voo à vela. De facto este novo perfil proporciona mais sustentação e uma maior razão de planeio com o flap deflectido, mas à custa de um aumento no arrasto. No entanto, estes dois últimos factores não são tão cruciais na fase de aterragem. Por outro lado, em voo de planeio, com deflexão nula dos flaps, o arrasto diminui consideravelmente, havendo ao mesmo tempo uma melhoria na razão de planeio para ângulos superiores a 0° , neste ângulo de ataque a sustentação é consideravelmente menor. A diminuição do arrasto parece prender-se com a perturbação do escoamento no extradorso causada pela fenda do flap, o que irá atrasar o descolamento do escoamento no extradorso, diminuindo o arrasto para ângulos de ataque superiores a 0° , e possivelmente aumentando o ângulo de ataque a que ocorre a perda. A sustentação para ângulos de ataque próximos de zero tem uma diminuição considerável face ao perfil inicial devido ao abrandamento da velocidade e aumento da pressão no extradorso causados pela nova posição da fenda do flap.

Em suma, é possível afirmar que os objectivos a nível de aerodinâmica deste trabalho foram cumpridos. O novo perfil parece apresentar melhorias significativas nas duas situações específicas analisadas. Apesar das complicações na validação principalmente devidas à falta de experiência com as nuances dos softwares de CFD comerciais, os resultados, técnicas e comentários contidos neste trabalho podem servir como base para trabalhos futuros de análise a escoamentos bidimensionais em volta de perfis com software semelhante.

5.3 Sugestões para Trabalhos Futuros

Como já foi discutido ao longo de todo o trabalho, são inúmeros os pontos que podem ser esmiuçados a partir dos resultados deste trabalho.

Seria interessante, por exemplo, realizar um estudo, com ensaios, sobre a orientação óptima das fibras em veios de transmissão em materiais compósitos, e qual o melhor tipo de fibra. O veio em materiais compósitos projectado foi uma solução interessante para um problema específico, mas devido à abrangência deste trabalho, não foi possível realizar um estudo de optimização, tanto a nível de orientação das fibras na camada exterior, como a nível dos diâmetros usados, optando por diâmetros maiores para um factor de segurança acrescido. Um estudo de optimização deste tipo de veio seria também interessante, e apresentaria provavelmente melhores soluções para um tipo de componentes com importantes aplicações práticas e materiais inovadores.

A nível de análise de escoamentos bidimensionais em torno de perfis, os métodos usados neste trabalho podem ser úteis para futuros trabalhos nesta área, a qual proporciona uma boa ferramenta de análise numérica para escoamentos em volta de perfis com geometrias complexas (com múltiplos sistemas de aumento de sustentação por exemplo). Seria bom realizar um estudo do género sobre o mesmo perfil, e melhorar o modelo de simulação usado, com dados de desempenho obtidos em túnel de vento, e a geometria do perfil real com métodos mais fiáveis como digitalização tridimensional a laser. A nível do modelo usado, para além das melhorias possíveis em termos de nuances do software (expostas nas conclusões), e descoberta de eventuais erros, seria interessante comparar com os resultados obtidos usando o modelo de turbulência $k-\omega$, o qual foi usado em outros trabalhos do género [16] com sucesso.

Bibliografia

- [1] “Soaring Society of America.” [Online]. Available: <http://www.ssa.org/sport/whatissoaring3.asp>. [Accessed: 19-Mar-2011].
- [2] E. L. Houghton and P. W. Carpenter, *Aerodynamics for Engineering Students*, Fifth Ed. Oxford, United Kingdom: Butterworth-Heinemann, 2003.
- [3] P. Fox R., McDonald A., *Introduction to Fluid Mechanics*, Fourth ed. USA: John Wiley & Sons, 2004.
- [4] F. P. Beer, E. R. Johnston, and E. R. Eisenberg, *Vector Mechanics for Engineers: Statics*, 7th ed. New York, USA: McGraw-Hill, 2004.
- [5] F. P. Beer, E. R. Johnston, and E. R. Eisenberg, *Mechanics of Materials*, Fifth Ed. New York, USA: McGraw-Hill, 2009.
- [6] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Third Ed. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1999.
- [7] C. Rodrigues, *Computational Fluid Dynamics*. Maia, Portugal, 2010.
- [8] I. Kroo, “DESIGN AND DEVELOPMENT OF THE SWIFT : A FOOT-LAUNCHED SAILPLANE AIAA-00-4336,” *Development*, pp. 1-9, 2000.
- [9] Aériane, *Swift’Light Flight Manual*, vol. 32, no. May. Gembloux, Belgium: Aériane s.a., 2003.
- [10] “Swift’Light Aériane.” [Online]. Available: <http://www.aeriane.com/swiftlight.htm>. [Accessed: 24-Jul-2011].
- [11] “Millennium.” [Online]. Available: <http://www.sonomawings.com/story/mill.html>. [Accessed: 15-Aug-2011].
- [12] “Swift’light PAS Aériene.” [Online]. Available: <http://www.aeriane.com/swift’light-pas.htm>. [Accessed: 24-Jul-2011].
- [13] “P-Swift.” [Online]. Available: http://www.irex-arnold.de/swift_web/p_swift.htm. [Accessed: 24-Jul-2011].

Bibliografia

- [14] “The Electro-Swift by M. Ruhmer.” [Online]. Available: <http://icaro2000.com/Products/Swift/Swift.htm>. [Accessed: 24-Jul-2011].
- [15] D. Norrison and E. Ly, “FLUENT Simulations of Airflow around Aerofoils”, Melbourne, Australia: School of Mathematical and Geospatial Sciences, RMIT University, 2006.
- [16] V. PAREZANOVIC, B. Rasuo, and M. Adzic, “DESIGN OF AIRFOILS FOR WIND TURBINE BLADES,” *waste-environment.vin.bg.ac.rs*, vol. M, pp. 195-200.
- [17] European Aviation Safety Agency, *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*, March. 2009.
- [18] *HPD 10 Owner’s Manual*. Geiger Engineering.
- [19] *HPD 10 Documentation*. Geiger Engineering.
- [20] *Owner’s manual for the Drive Management System DMS Frequency Converter*. Geiger Engineering.
- [21] *Operating instructions for the propellers*. Geiger Engineering.
- [22] “FLUENT 6.3 Documentação Online.” [Online]. Available: http://hpce.iitm.ac.in/website/Manuals/Fluent_6.3/Fluent.Inc/fluent6.3/help/index.htm. [Accessed: 11-Oct-2011].
- [23] M. R. Khoshravan, A. Paykani, and A. Akbarzadeh, “DESIGN AND MODAL ANALYSIS OF COMPOSITE DRIVE SHAFT FOR AUTOMOTIVE APPLICATION,” *International Journal of Engineering Science*, vol. 3, no. 4, pp. 2543-2549, 2011.

Folha em branco